

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-410

Externally Blown Flapにおける翼面上の圧力分布

犬丸 矩夫 ・ 北村 清美  
高橋 侔

1975 年 3 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# Externally Blown Flapにおける翼面上の圧力分布\*

犬 丸 矩 夫\*\* 北 村 清 美\*\* 高 橋 侔\*\*

## Pressure Distributions on The Surface of Externally-Blown Flap

Norio INUMARU, Kiyomi KITAMURA and Hitoshi TAKAHASHI

### ABSTRACT

Wind-tunnel measurements of a jet engine model and a two-dimensional wing model equipped with the pressure orifices on the airfoil contour of its mid-span were made to determine surface pressure distribution on Externally-Blown Flap (EBF) configurations. A Fan-Jet engine model was placed in various angles and positions relative to the wing, and was traversed along the wing span across the free stream. Surface pressure distribution on the wing model was measured to investigate aerodynamic interference between the wing and the engine. Special features of pressure distribution corresponding to each type of EBF classified were revealed. An augmented lift was supplied by the integration of surface pressure. A discussion is presented on the EBF lift augmentation in comparison with the Deflected-Slipstream concept. Effects of wing-sweep on the surface pressure were also examined using the measurements.

#### 1. まえがき

最近いろいろな事情から、大型のジェットSTOL機の開発が各国で計画されつつある。STOL機であるから、当然に離着陸時の低速状態で高い揚力の発生が必要である。このための一方式として、最近ターボファンエンジンを用いたExternally Blown Flap (以後略してEBFと称する)が研究者の関心を集め、数多くの報告がなされている。<sup>1)</sup> ここでEBFの定義としては、一般にジェットエンジン排気を翼内ダクトを通じることなく直接に翼面に沿って噴出させ、これをフラップ系によって下方へ偏向させる方式と考えてよい。しかし、この報告では主として、より狭い意味でのEBFすなわち、エンジンは翼の下面前方に配置し、ジェットは翼とフラップの下面に沿って流れる方式に限定する。狭義のEBF方式は従来の大型ジェット輸送機の形態に本質的な変更を加えることなく、ジェット排気の偏向により高い揚力を発生させるので、例えばAugmentor方式あるいはUpper

Surface Blowing方式(これは広義のEBF方式に含まれる)などに比べて技術上の問題点はむしろ少ないと言えるであろう。

ところで、従来発表された報告の多くはEBF方式の全機模型による空力特性の調査に主力を注いでいて、STOL機に共通した諸問題(例えば低速時の安定操縦性あるいは離着陸性能)に対する資料の供給を主な目的としている。これに伴ない、EBFをジェットと翼-フラップ系からなる一種の高揚力装置とみると、設計上必要となる諸特性はおおよそ明らかにされている。例えば推力係数に応じる揚力特性、フラップ角に応じるジェットの偏向角と偏向効率(turning efficiency)、翼幅方向の揚力分布の状態あるいはエンジンの翼幅方向配置の効果などの諸問題については多くの論文がみられる。したがって、一般的な問題として更に新たなDataを附加する必要性は少ないと考えられる。ただし、このような特性を理論的に推定する手段は現在まだ充分ではない。現段階ではMaskell & Spence<sup>2)</sup>のジェットフラップ理論を援用して、これに実験Dataを考慮した修正を加え

\* 昭和49年12月27日 受付

\*\* 新型航空機研究グループ

る例<sup>3)</sup>が示されているに過ぎない。すなわち、ある特定の形態配置での特性の詳細は、Mechanical Flapの場合と同様に現在でも実測に頼るほかない。

一方でE B Fの空力的機構を考えるならば、ジェットと翼-フラップ系の直接的な干渉による複雑な現象が存在する。すなわち、ジェットフラップのような単純化したモデルでは律しきれないで、ジェットを含む非一様流における干渉問題を含むと思われる。このような空力的機構の検討には圧力分布の測定が必要であるが、この種の資料は極めて少ない。したがってE B Fの特性推定についても詳細な圧力分布測定の必要性が強調されている。<sup>4)</sup>

このような状況にもとづいて、我々はジェットと翼-フラップ系の各種配置における詳細な圧力分布測定を試みた。測定結果は、後流偏向型の場合のようにジェット中央を翼が横断する場合の特性を標準として、これとの比較において翼とジェットの相対位置の効果、主翼の後退角の影響などを調べた。ついで形態配置の各種における翼およびフラップ面上の圧力分布を比較し、それぞれの特徴を明らかにした。以下に測定とその検討結果について述べる。

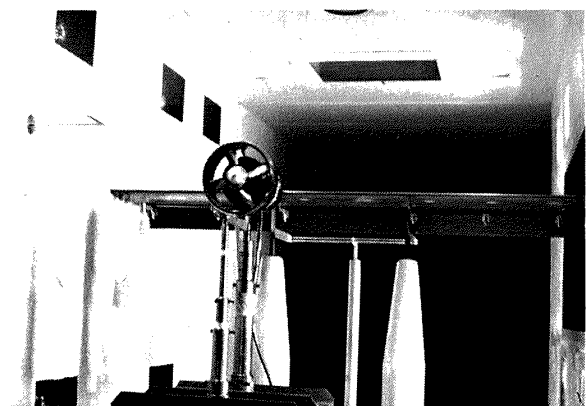
## 2. 記 号

$x, z$	座標 (第2図参照)
$y$	翼巾方向座標
$C$	翼弦長
$C_l$	断面揚力係数
$C_{l0}$	ジェットの無い場合の断面揚力係数
$C_{lm}$	(10)式
$C_p$	圧力係数
$C_m$	縦揺モーメント係数
$L$	揚力
$T$	推力
$T_c = T / \pi R^2 \bar{q}$	推力係数
$V_\infty$	自由流速度
$V_j$	ジェット速度
$q_0$	自由流動圧
$q_j$	ジェット動圧
$\bar{q} = \frac{1}{2} (q_0 + q_j)$	平均動圧
$A_s$	ジェットが通過する翼面部分のAspect比
$R$	ジェット断面半径
$S$	翼面積
$K$	(12)式
$k$	(9)式
$k_l, k_w$	(11)式

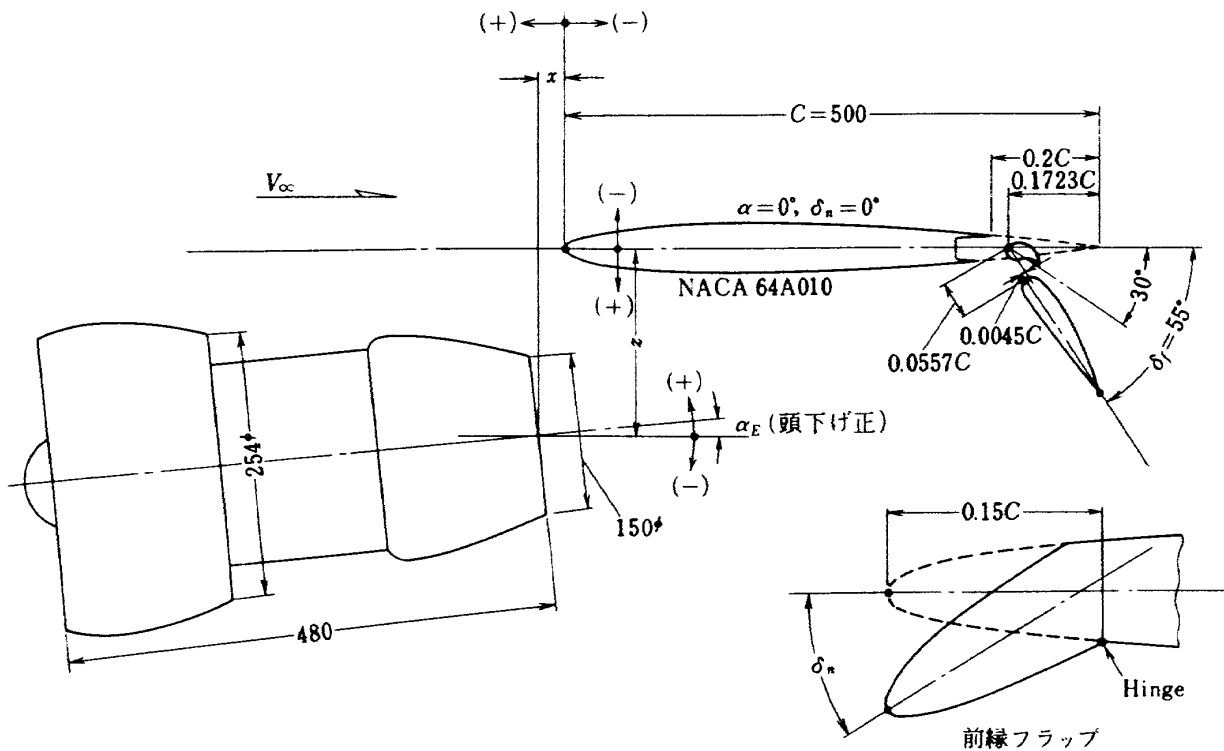
$b$	測定におけるトラバース翼巾
$\alpha$	迎角
$\alpha_E$	エンジン迎角 (第2図)
$\delta_f$	後縁フラップ角
$\delta_n$	前縁フラップ角
$\rho$	空気密度

## 3. 測定の方法と内容

供試翼は弦長 500 mm の二次元的模型 (前縁フラップおよびダブルスロテッドフラップ付) であって、これを風洞内に水平に取付けた。風洞は航空宇宙技術研究所の突風風洞を使用した。汎用固定壁カート (2 m × 2 m) の両側壁と模型翼端との隙間は 7.5 mm である。ファンジェットエンジンの模型は水冷式の 3 kW 電動機を内蔵し、これを翼巾方向に手でトラバース (15 mm ピッチ、移動範囲約 400 mm) することにより翼巾中央線上の翼フラップ表面静圧 (約 45 点) の変化を逐次測定した。すなわち、固定された二次元的翼-フラップ系に対し、ジェットを翼巾方向に相対的に移動させて、相互の干渉状態での翼面上圧力分布を測定したことになる。静圧はスキヤニバルブを用いて手動または自動で切替を行ない、圧力トランスデューサーを介してデジタル磁気テープに記録する方法をとった。風洞内の配置の様子を第1図に示す。また、模型の形態配置の概要を第2図に示す。翼断面はNACA 64A 010 であるが、前縁フラップおよびダブルスロテッドフラップの形態については文献5)の測定に用いられたものと同一である。フラップ下げの角度  $\delta_f, \delta_n$  は一定値である。翼-フラップに関する二次元的特性については、したがって文献5)により一応既知であるとして以後の議論を進める。翼は単独に迎角を変えられるので、これに対するエンジン模型の相対位置 (第2図,  $x, z, \alpha_E$ ; 主翼が迎角をとるときも基準点は主翼前縁にとる) の調整はエンジントラバース装置の方で

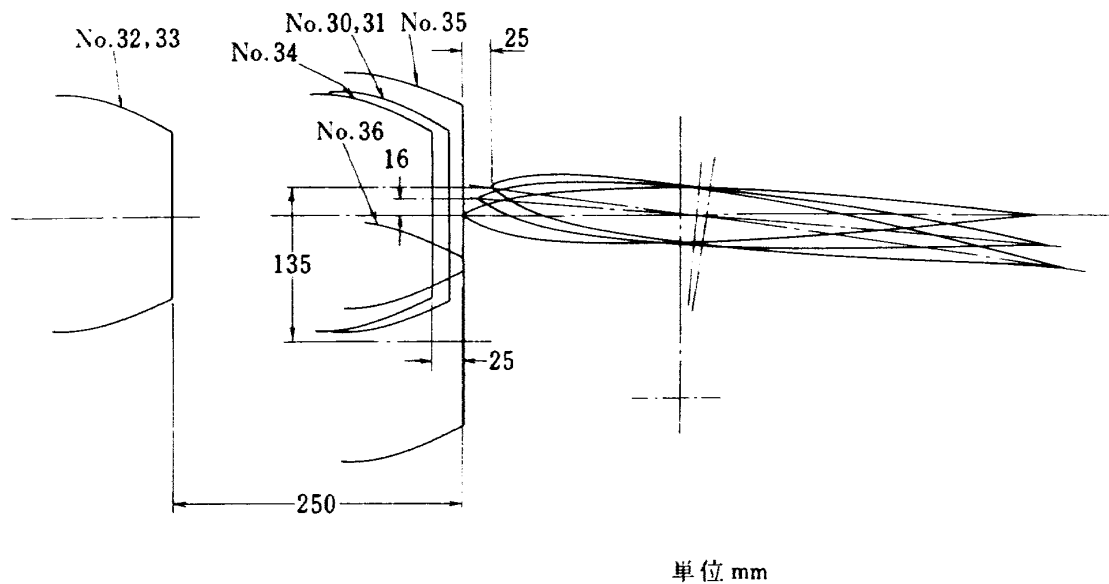


第1図 測定状況



單位 mm

第2図 模型配置図



第3図 測定形態配置(1)

行なう。

実際に測定した形態を第1表に示す。測定は前後2回にわたって行ない、後半は後退角 $30^\circ$ の二次元的模型で測定した。この場合主翼断面は主流を含む垂直面内において前半の直線翼断面と同一である。第1表の測定No.のうち( )を付けたものは後退翼の場合であって、同一

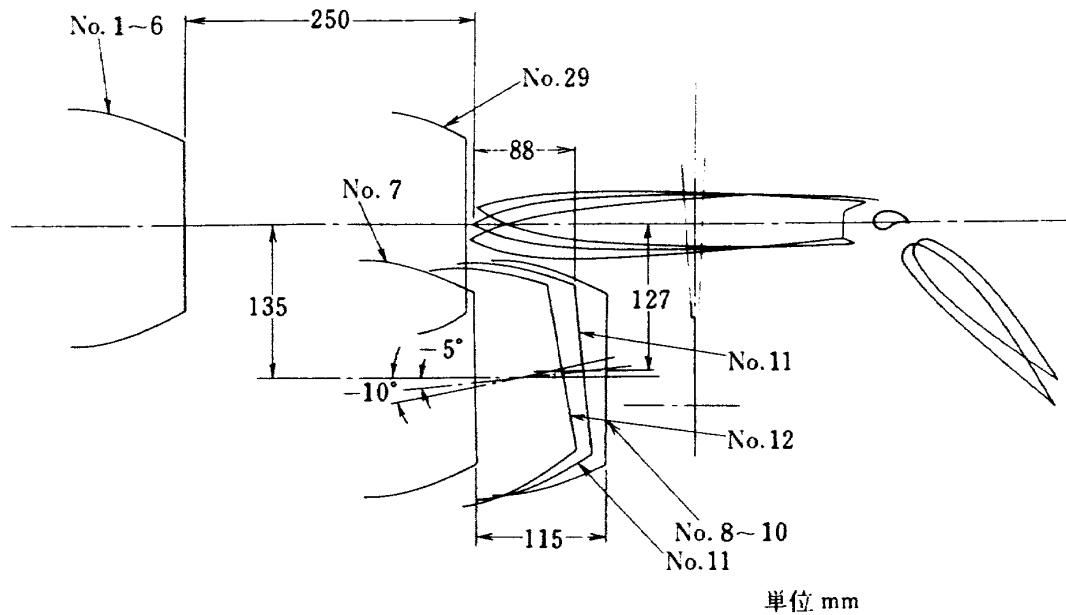
番号は前記断面内での翼 - エンジンの相対配置が等しいことを示す。結局、合計の測定数は 45 case となる。模型の配置状況を具体的に示すために、第 3 ～ 5 図にエンジン後端と翼の位置関係を示した。図中の番号は第 1 表の測定 No. に対応する。

第 1 表 測定形態配置

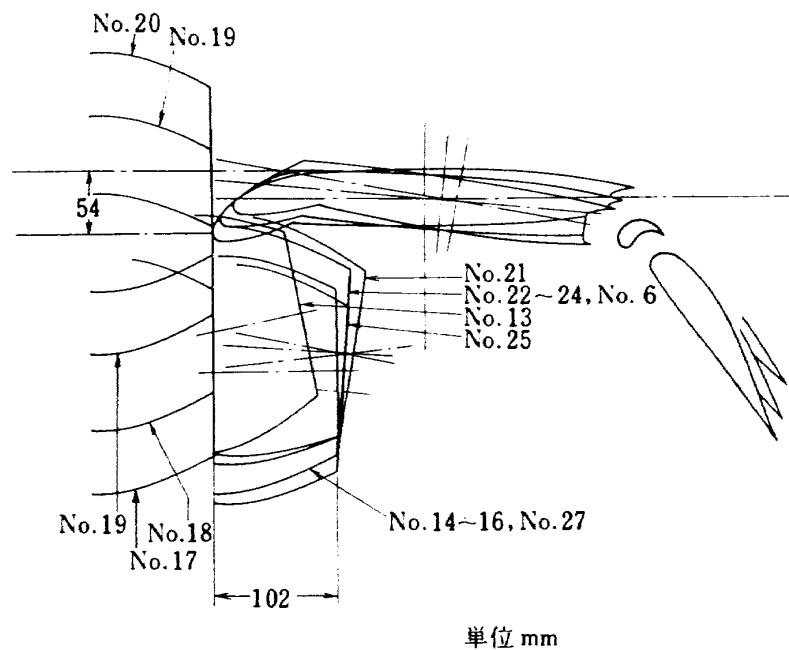
単位: deg, m/s, mm

測定 No.	エンジンNo.	R. P. M.	$\delta_f$	$\delta_n$	$V_s$	$\alpha$	$\alpha_E$	$x$	$z$	$T_c$	
1	4	9000	55	0	15	0	0	250	0	1.45	
(1)	1	〃				0				1.37	
2	4	〃				-3				1.45	
3	4	〃				2				〃	
4	4	8000				0				1.29	
5	4	7000				0				0.76	
6	4	9000				0				1.45	
7	1	9000	55	0	15	0	0	0	135	1.37	
(7)		〃						0		〃	
8		〃						-115		〃	
(8)		〃						-80		〃	
9		8000						-115		1.23	
10		7000						-115		1.04	
11	1	9000	55	0	15	0	5	-94.5	127	1.37	
(11)							5	-54.5	127	〃	
12							10	-75	125	〃	
(12)							10	-35	125	〃	
13	1	9000	55	30	15	10	10	-56	94.5	1.37	
14						10	0	-88	142		
15						5	0	-94	126.5		
16						0	0	-102	111		
17						0	0	0	111		
18						0	0	0	56		
19						0	0	0	0		
(19)						0	0	63	0		
20						0	0	0	-54		
21						10	-10	-100	127		
22						5	-5	-107.5	185		
23	1	9000	55	30	12	5	-5	-107.5	185	1.58	
24		7000			15				185	1.04	
25		9000			15				215	1.37	
26	2	9000	55	30	15	5	-5	-107.5	185	1.29	
27						0	0	-102	111	〃	
28	2	9000	55	0	15	0	0	-102	111	1.29	
29								6	0		
(29)								63	0		
30	2	9000	0	0	15	5	0	25	16	1.29	
(30)					15	5	0	50	15	〃	
31					12	5	0	25	16	1.54	
32					15	5	0	250	16	1.29	
33					15	0	0	250	0	〃	
34					15	0	0	25	0	〃	
(34)					15	0	0	50	0	〃	
35					15	8	0	25	0	〃	
36					15	8	0	25	135	〃	

測定 No. の ( ) は後退翼



第4図 測定形態配置(2)



第5図 測定形態配置(3)

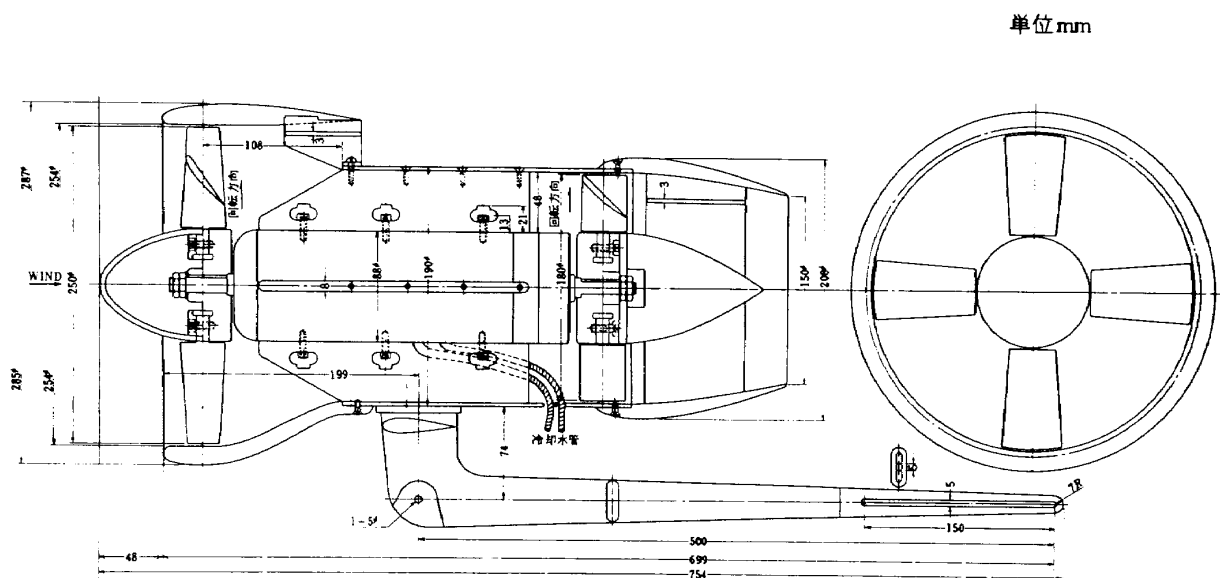
#### 4. 主翼断面および模型エンジンの特性

ここで主題の測定結果に入るまえに、主翼単独の特性およびジェットエンジン模型の特性について検討しておく。

##### (1) ファンジェット模型の特性

ファンジェット模型は前記のように3kw高周波電動機を内蔵し、回転軸の前後両端に各4枚の羽根を備える。その構造断面を第6図に示す。また主要諸元を第2表に示す。前段ファンはBladeに30°のねじれを付け、ダク

トはファンジェット式分離ダクト(第6図上半部)および合流式の集合ダクト(単一ジェットにするため;第6図下半部)の2種を交換取付け可能である。後段ファンは一樣ピッチで排気は後端ノズルから放出される。前後段ファンともに独立してbladeのピッチを変えることができる。ファンピッチとダクト形態を変えて、15m/secの風洞気流中に取り付け、天秤によって直接に推力を測定した結果を第2表に示してある。バイパス比はジェットの拡散を無視して、速度分布から算出した概略値である。



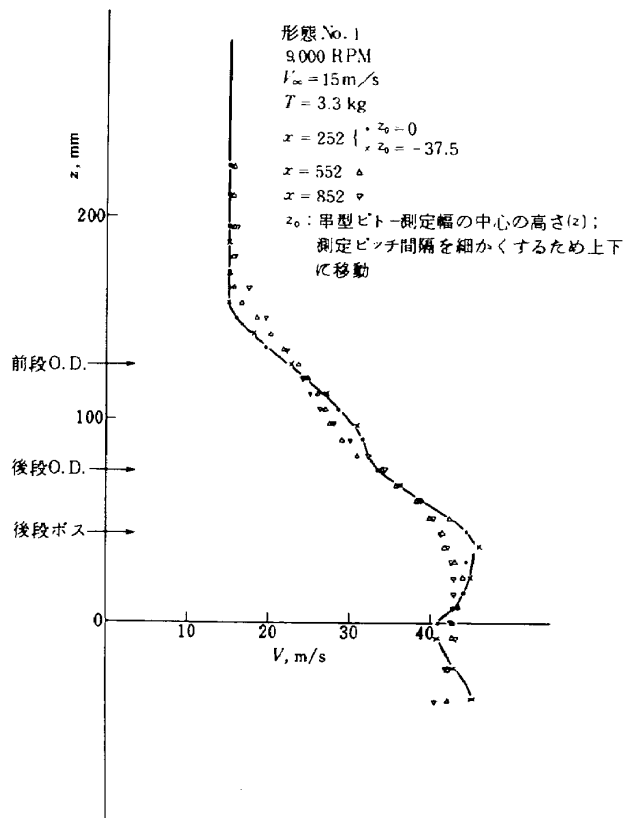
第 6 図

第 2 表 ファンエンジン模型諸元

エンジン形態No.	1	2	3	4
前段ファンピッチ角 (Tip)(Root) 10°~40°	10°~40°	10°~40°	20°~50°	10°~40°
後段ファンピッチ角 (一様ピッチ) 30°	15°	15°	15°	15°
ダクト形態	分離ダクト	全 左	全 左	集合ダクト
バイパス比*	1.26	2.41	4.0	—
推 力 (kg)*	3.3	2.7	3.6	1.3
流 入 口 内 径	254 mm			
前段ファン流出口径	260 mm			
後段ファン流出口径	150 mm			
全 長	533 mm			
電 動 機	出力 3kW, 2 極, 200V 11.			

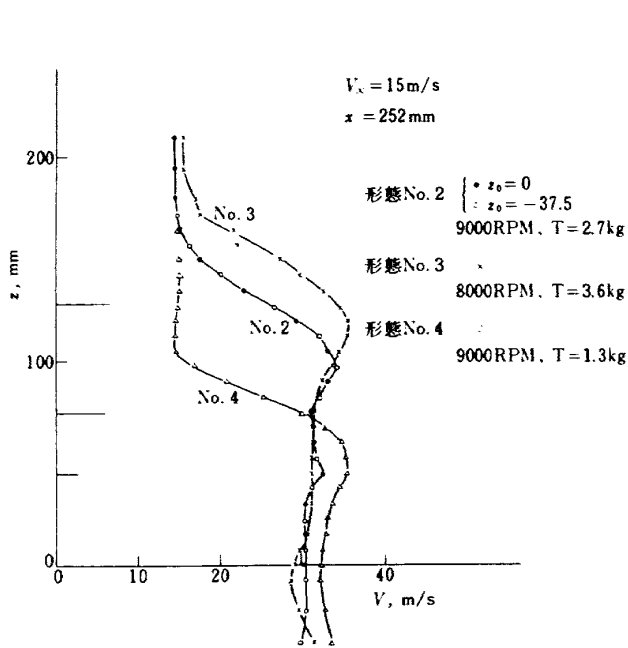
\* :  $V_{\infty}=15\text{m/s}$ , 9000RPM (No. 3のみ8000RPM)

実際に試験に用いた形態はNo. 1, 2および4の形態である。第7, 8図は各形態でのジェット速度分布測定値を示す。当然ながら, バイパス比が大きくなる程前段ファンによる外周ジェットの勢力が強くなる。速度分布における中央部の切れ込みは, 後段ファンのボスによるwakeが残存していることを示す。測定された速度分布を用いて, 速度分布の軸対称性の仮定のもとに推力を算出してみるといずれも天秤測定値より大きくなる。原因としては, 図にあらわれていないけれどファンの後方にある整流板やエンジン支持金具のwakeなどによる速度分布の不均一, 静圧勾配の効果等が考えられる。速度分布の対称性も必ずしも充分でない。ジェットは同心円状に2段に放出されるので, その構造はかなり複雑であるが第7図, 第8図をみると速度勾配の急な部分の半値巾

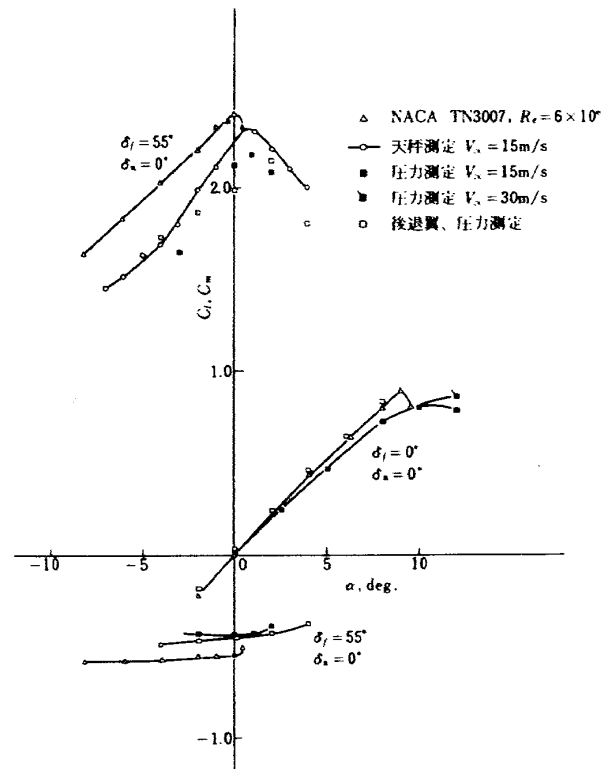


第 7 図 ジェット断面速度分布(1)

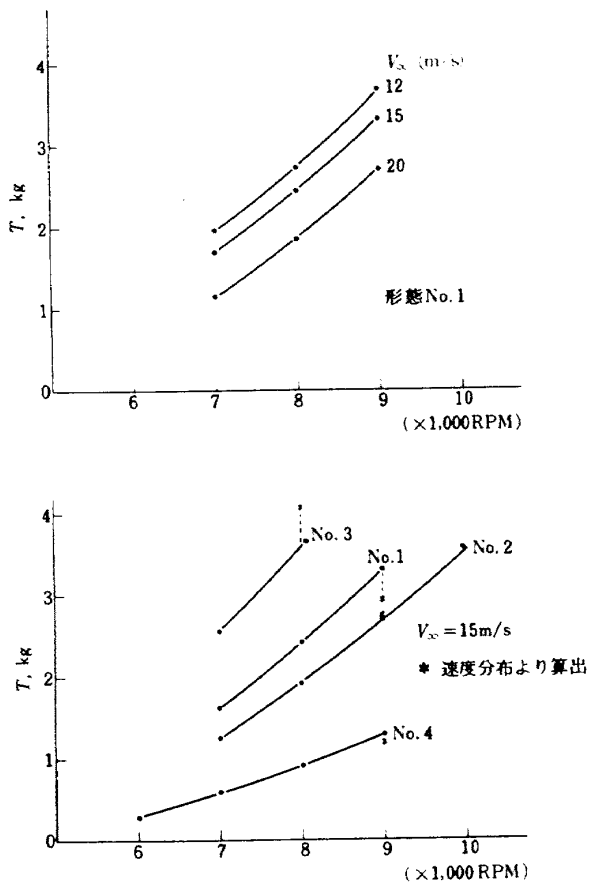
で想定したジェット半径の変化は, 測定範囲内では著しくはない。ここで形式的に, 速度分布の測定値を充分発達した後流とみなし, 後流の縮流を無視したうえで作動円板の取扱いをすれば, 特にNo. 2, 4 の場合は天秤測定値に近づく。第9図に測定された推力と回転数の関係および, 上記の速度分布からの作動円板的算出値を示した。



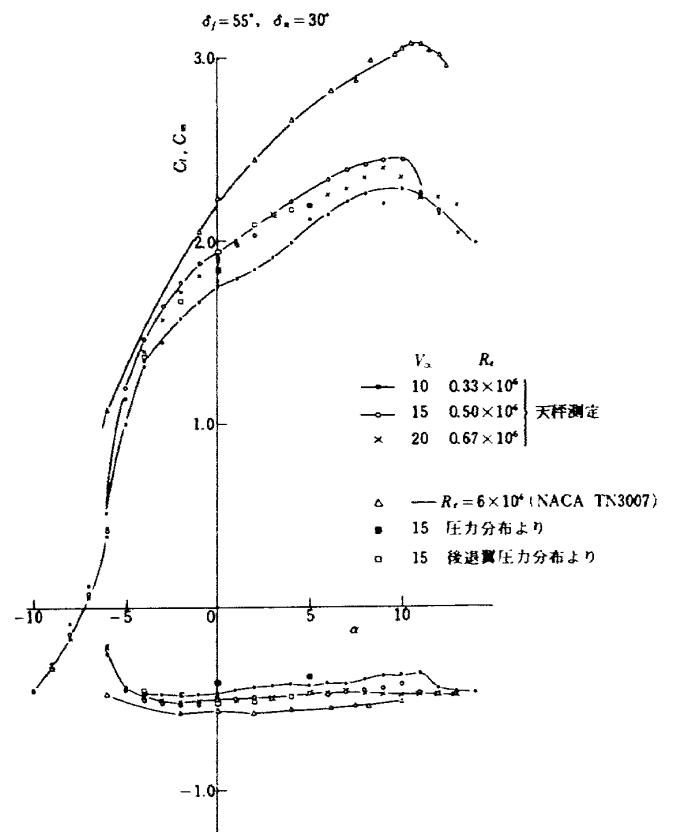
第8図 ジェット断面速度分布(2)



第10図 翼断面特性(翼単独)(1)



第9図 エンジン模型, 回転数-推力(kg)



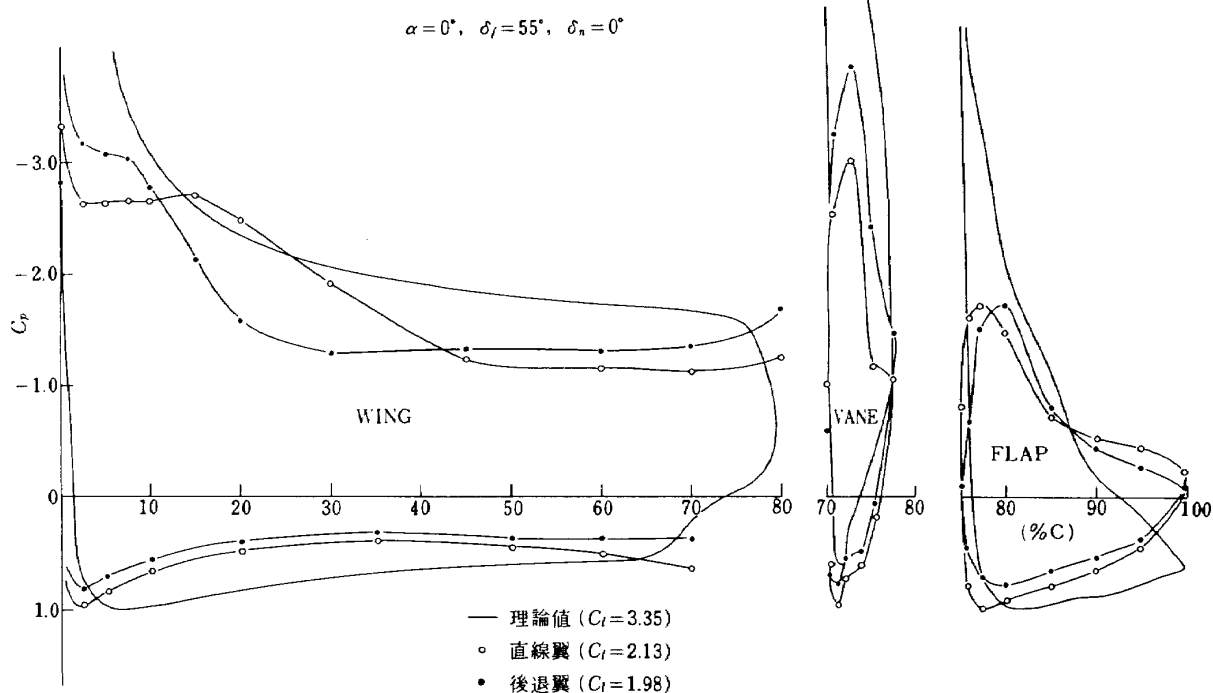
第11図 翼断面特性(翼単独)(2)



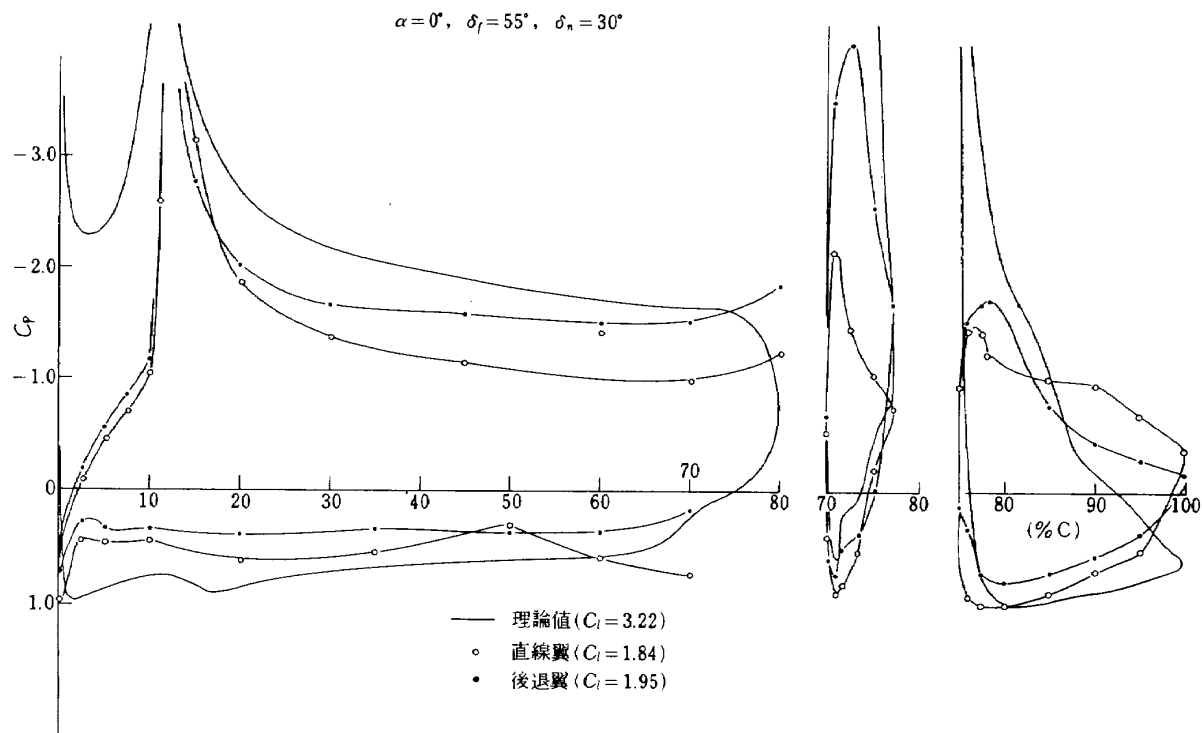
以上の結果を考慮したうえで、以後ジェット推力としては第2表の天秤測定値を用いる。また後述するようにジェットの効果を比較する場合のジェット平均流速は、測定された推力から作動円板として算出された後流速度を用いることにする。

## (2) 主翼単独の特性

主翼単独の特性は文献5)により既知としてよいわけであるが、我々の測定では当然Reynolds 数も異なり、また二次元性も充分ではない。第10, 11 図に翼単独の測定値と文献5)との比較を示す。測定は風洞天秤によるも



第12図 翼断面圧力分布(翼単独)(1)



第13図 翼断面圧力分布(翼単独)(2)

のと、翼巾中央における圧力分布から求めたものと併せて示してある。これには同時に後退翼の結果も示した。フラップ上げの単純翼型では比較的に一致はよいが、前後縁フラップを下げると明らかに二次元値との差が広がる。測定 Reynolds 数が低いので、主翼、ベーンおよびフラップの前縁にはサンドペーパーを貼付けて Roughness を増加し、フラップ面上の剝離抑制に注意を払った。第 12, 13 図に中央翼弦での圧力分布の例を示した。気流系による観測および測定された圧力分布からみて、低迎角での剝離は有効に防止されていると考えられる。圧力分布から算出した値と天秤測定値との差については、その大きさからみて二次元性すなわち翼巾分布の非一様性が特に著しいとは考え難い。参考のために非粘性流における圧力分布の計算結果を図中に併せて示した。これによる揚力係数の理論値は実験値よりはるかに高い。一般に、境界層の効果を入れても多翼素の翼型になると、理論値に実験値が及ばないのが通例である。しかしながら、前縁フラップの肩の部分の負圧 peak の存在あるいはベーンにおける高い負圧の存在など、圧力分布の一般的傾向はよく合っている。

以上、ジェットエンジン模型および翼模型について各単独の特性を示したが、実験上の制約から、ジェット気流の速度分布の一様性あるいは翼の二次元性など決して

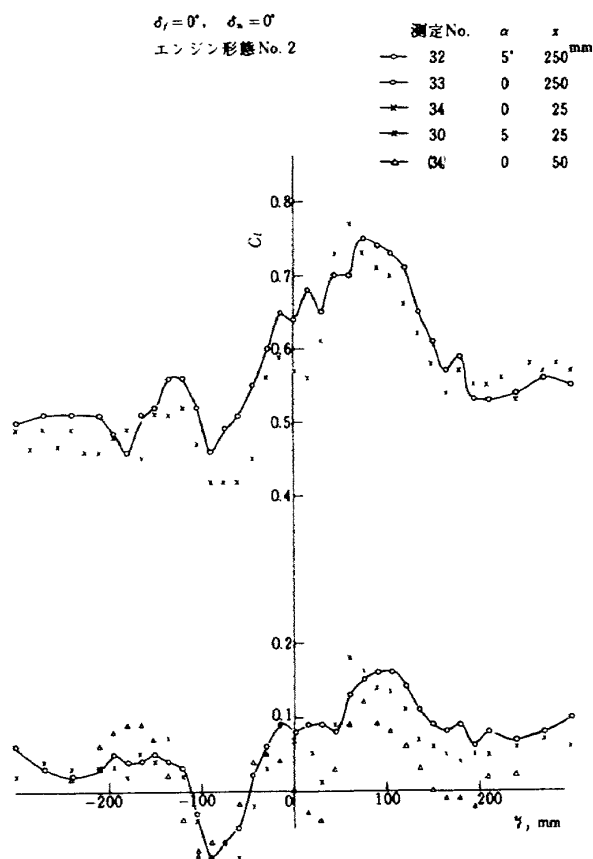
満足すべきものではない。しかしながら、研究の目的は翼とジェットの相互干渉による圧力分布の特質を調べることに置かれており、上述の単独特性を考慮したうえで実験値の吟味を行なえばよい。

## 5. 翼幅方向の揚力分布

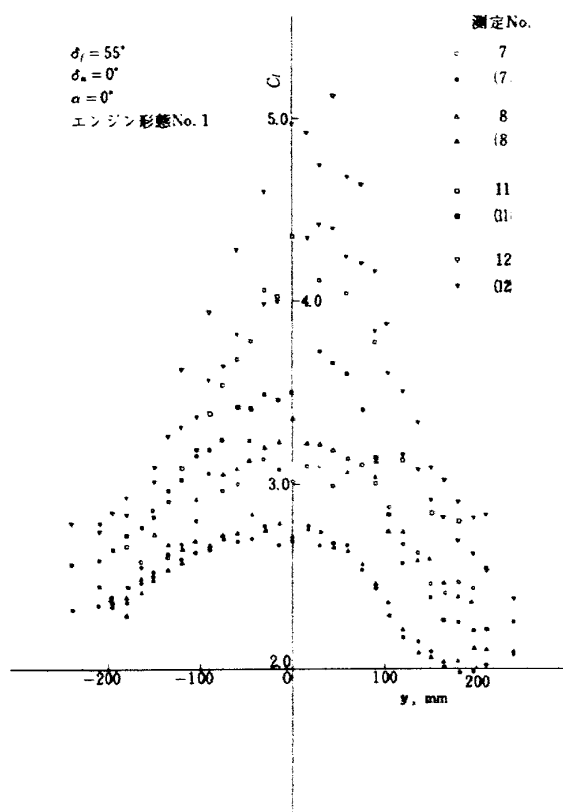
翼巾方向の揚力分布に関する測定結果を以下に述べて検討を加える。主な目的は測定された Data を処理して、主翼とジェットの相対的な形態配置および後退角の効果調べることにある。

### (1) ジェット内部の回転流と揚力分布への影響

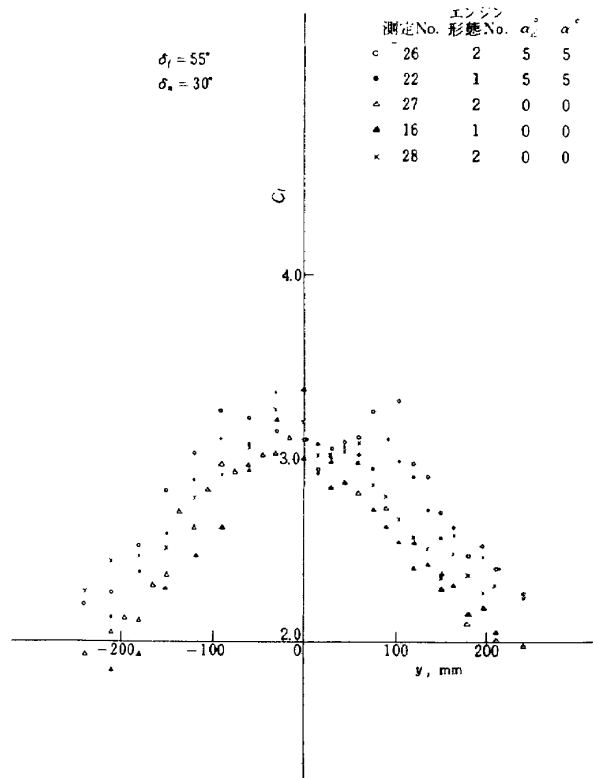
ファンによって作られたジェットは整流板を通過しても回転流の成分を残している。第 14 図にフラップ角  $0^\circ$  の場合の翼巾方向揚力分布を示す。この場合翼はジェットの中心を横断している。ファンの回転方向は図で反時計まわりであるが、揚力分布にその影響が明らかに見られる。以下の Data を検討する場合、このような条件を考慮しなければならない。ただし、回転流による揚力係数の変化は  $\pm 0.15$  程度であって、二次元の揚力係数勾配を  $0.1$  としても  $\pm 1.5^\circ$  程度の気流のねじれであり、またその影響はジェットとその周辺に限られていると考えてよい。第 15, 16 図にフラップを下げた場合の揚力分布の測定例を示す。この場合にも回転流の効果は当然含ま



第 14 図 DS 型配置における旋回流の効果



第 15 図 翼幅方向揚力分布の例(1)



第 16 図 翼幅方向揚力分布の例(2)

れているが揚力の絶対値が大きいため、図上には顕著にはあらわれない。測定点にかなりバラツキがあるのは主としてジェット断面内の速度分布の不均一によるものと考えられる。

## (2) 測定値の類別と整理

上述のように、測定値は Reynolds 数の効果、ジェット内の回転流および速度のばらつきの効果などを含んでいる。しかし、このような効果に対する修正を行なって精度をあげることは困難かつ測定の目的でもない。得られた値を整理して、測定条件に対応する相対的な変化を求めて、一般的な傾向を明らかにすることが重要と考えられる。このために以下に述べる方法を採用した。まづ、第 3～5 図に示す形態をその配置から次の 3 種に類別する。

### (a) DS (Deflected Slipstream) 型

翼の前縁がジェットの中心を通過しジェットを完全に二分する形態、すなわちプロペラ後流偏向型に類するもの。

### (b) EBF 平行型

翼の前縁がジェットの中心からはずれ、ジェットの主要部分が翼の下方を通過する場合すなわち、本来の EBF 型であるが、そのうち、ジェット軸と翼弦が平行なもの。

### (c) EBF 衝突型

EBF 型のうち、ジェット軸と翼弦が平行でなくて、ジェットをフラップに衝突させる形態。

以上のうち、DS 型については揚力増加に関する理論的算出方法がかなり整っている。そこで DS 型における揚力の増加分  $\Delta L$  に関する Graham の式<sup>6)</sup>

$$\frac{\Delta L}{\Delta L_{ST}} = A_S \left( \frac{1}{4} - \frac{T_c}{2\pi^2} \right) \quad (1)$$

ただし

$$T_c = T/\pi R^2 \bar{q}, \quad \bar{q} = \frac{1}{2}(q_j + q_o)$$

を用いる。 $\Delta L_{ST}$  はジェット内にある翼がジェット速度を一様流とする二次元翼として作用すると考えた場合の揚力増分(すなわち、strip theory における揚力増分)である。また  $A_S$  はジェット内に含まれる翼部分の Aspect 比である。(1)式は  $A_S$  が小さい場合に合理的な値を与えるので、われわれの実験値 ( $A_S < 0.5$ ) を整理する場合に適している。ジェット気流断面半径を  $R$  とすれば、二次元揚力係数を  $C_{l0}$  として

$$\Delta L_{ST} = C_{l0} (q_j - q_o) 2RC \quad (2)$$

ここで翼面上の揚力増加  $\Delta L$  が、仮にジェットの幅  $2R$  の間に一様に仮想的揚力係数  $C_l^*$  で分布すると考えるならば、

$$\Delta L = (C_l^* - C_{l0}) q_o 2RC = \Delta C_l^* q_o 2RC. \quad (3)$$

(1), (2), (3)式より、

$$\Delta C_l^* = C_{l0} \left( \frac{q_j}{q_o} - 1 \right) A_S \left( \frac{1}{4} - \frac{T_c}{2\pi^2} \right) = C_{l0} \xi \quad (4)$$

ただし

$$\xi = \left( \frac{q_j}{q_o} - 1 \right) A_S \left( \frac{1}{4} - \frac{T_c}{2\pi^2} \right) \quad (5)$$

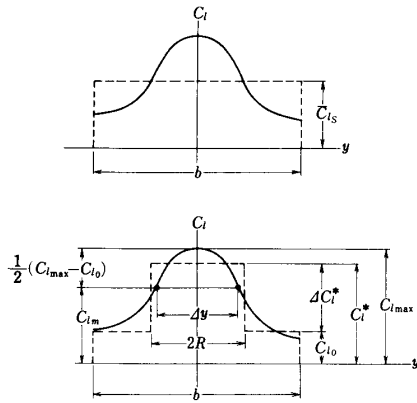
ところで実際の揚力増加はジェット気流の幅以上の翼幅にわたって生じるのであって、われわれの測定もジェットの幅 250mm 程度に対してトラバースの幅は約 400mm の範囲にわたっている。この幅を  $b$  とし、翼幅区間  $b$  における揚力係数の平均値を  $\bar{C}_l$  とする。特にここで DS 型の場合は必要に応じ記号を  $\bar{C}_{lS}$ ,  $C_{lS}^*$  として区別することにする(第 17 図参照)。しかれば、

$$\begin{aligned} \Delta C_l^* &= \frac{(\bar{C}_l - C_{l0}) q_o b C (1 + \epsilon)}{q_o 2RC} \\ &= \eta (\bar{C}_l - C_{l0}) (1 + \epsilon) \end{aligned} \quad (6)$$

ただし

$$\eta = \frac{b}{2R} \quad (7)$$

である。また(6)式の  $\epsilon$  は、測定幅  $b$  よりさらに外側に揚力増加がおよぶ場合の修正係数である。すなわち、 $b \rightarrow$



第 17 図 翼幅方向揚力分布の形態と揚力係数

測定 No.	エンジン No. (RPM)	$\alpha$	$(\delta_f, \delta_n)$	$C_{l_s}$	$C_{l_0 \text{ cal}}$	$C_{l_0 \text{ exp.}}$	$C_{l_0 \text{ exp.}}$ (NACA)	$\Delta C_l^*$	$C_l^*$
1 & 6	4 (9000)	0	55,0	2.586	2.346	2.12	2.40	0.652	2.998
4	4 (8000)	0	"	2.394	2.230	"	"	0.449	2.679
5	4 (7000)	0	"	2.037	1.980	"	"	0.152	2.132
29	2 (9000)	0	55,0	2.954	2.416	2.12	2.40	0.839	3.255
19	1 (9000)	0	55,30	3.249	2.562	1.83	2.23	1.069	3.631
32	2 (9000)	5	0,0	0.598	0.489	0.47	0.52	0.170	0.640
30	"	5	"	0.562	0.460	0.47	0.52	0.160	0.630
35	"	8	"	0.836	0.684	0.72	0.80	0.238	0.958
※	—	2 (9000)	0	55,30	3.132	2.562		0.890	3.452
—	1 (9000)	0	55,0	3.066	2.416			1.008	3.424

※ 測定 No. 29, 19 より推定

第 3 表 DS 型における揚力係数の比較

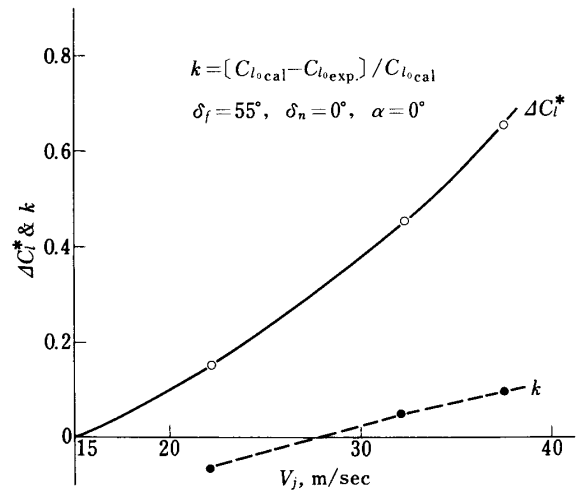
$\infty$  ならば当然  $\varepsilon \rightarrow 0$  である。測定結果をみると、揚力増加は幅  $b$  の中央に集中して、 $\varepsilon$  がそれほど大きいとは考え難い。以下の Data 整理においては、 $\varepsilon \approx 0$  として議論を進めることにする。(4), (6) 式から、測定値  $\bar{C}_l$  を用いて  $\Delta C_l^*$  と  $C_{l_0}$  を算出することが出来る。すなわち、

$$\Delta C_l^* = \left( \frac{\eta \xi}{\xi + \eta} \right) \bar{C}_l, \quad C_{l_0} = \left( \frac{\eta}{\xi + \eta} \right) \bar{C}_l \quad (8)$$

ここで(8)式で求めた  $C_{l_0}$  (これを  $C_{l_0 \text{ cal}}$  とする)が、翼単独で測定した  $C_{l_0}$  ( $C_{l_0 \text{ exp}}$  とする)とどの程度差があるかを調べると第 3 表のようになる。第 3 表はすべて DS 型の実験結果を用いての比較であるが、フラップ上げの場合の両者の差は小さい。フラップを下げるとその差は大きくなる。特に前縁フラップを下げると差が著しい。比較のために NACA の実験値 (文献 5), Reynolds 数  $6 \times 10^6$  ) をあわせて示した。測定された  $C_{l_0 \text{ exp}}$  が  $C_{l_0 \text{ cal}}$  より小さいことは、翼とジェットの影響あるいはジェットの偏向による揚力への寄与の影響であろう。試みに、誤差率を

$$k = (C_{l_0 \text{ cal}} - C_{l_0 \text{ exp}}) / C_{l_0 \text{ cal}} \quad (9)$$

として、 $\Delta C_l^*$  および  $k$  をジェットの平均速度  $V_j$  (4.(1) で述べた算出法による) に対してえがくと第 18 図のようになる。 $V_j$  の増加による揚力増加は当然であるが、



第 18 図 エンジン推力の効果の推算と誤差

誤差率も増加し、 $V_j \approx 40 \text{ m/sec}$  で 10 % 程度になる。

これまで述べたような整理をして DS 型の各 case における  $\bar{C}_{l_s}$ ,  $C_{l_s}^*$  および  $C_{l_0}$  が第 3 表のように求まったが、以後は議論を単純にするために  $C_{l_0}$  は(1)式に基いて算出された  $C_{l_0 \text{ cal}}$  を一般に用いることにする。第 3 表の最後の 2 case は、ファンの形態に応じる DS 型の測定値がないため、他の同一フラップ角での測定と  $C_{l_0}$  が同一であると仮定して、(4)および(6)式により  $\Delta C_l^*$ ,  $\bar{C}_{l_s}$  を推定した。

さて、つぎに EBF 型の翼幅揚力分布を整理する場合には第 17 図に示すように

$$C_{l_m} = \frac{1}{2} (C_{l_{\text{max}}} + C_{l_0}) \quad (10)$$

を定義し、この値以上を示す翼幅部分すなわち揚力分布の半値幅を  $\Delta y$  とする。揚力の分布形態は、これから次の 2 つのパラメタ

$$k_l = C_{l_{\text{max}}} / C_{l_s}^*, \quad k_w = \Delta y / 2R \quad (11)$$

によってその凡その形を把握できる。各測定値について、DS 型も含めてこのような整理をおこない、第 4 表に結果を示した。

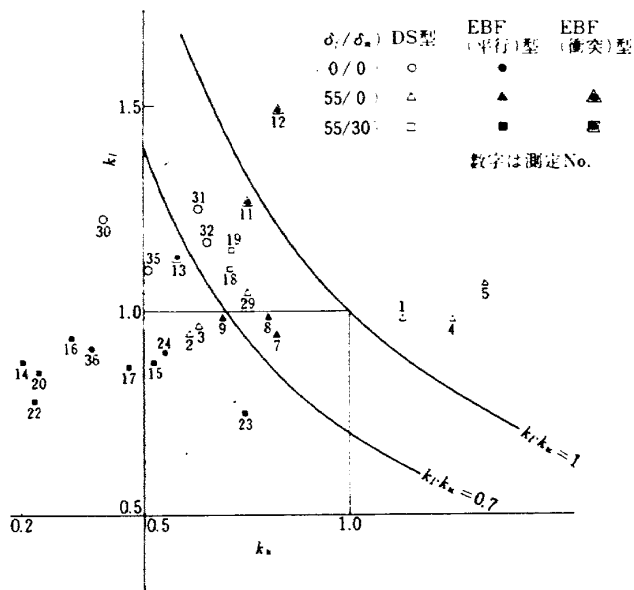
### (3) 形態配置による効果

前項で分類した 3 種の形態について  $k_l, k_w$  を図示すれば第 19 図のようになる。 $k_l$  が大きいことは揚力分布の peak 値が相対的に高いことを示し、 $k_w$  が大きいことは揚力増加部分の翼幅の広いことを意味する。図の分布を眺めると、DS 型が EBF 平行型より揚力も高めであり増加幅も広い。DS 型はジェットの通過する翼幅が広いので分布の幅も広いのは当然である。ところで、EBF 衝突型では揚力の peak 値が著しく増加し同時に分布幅

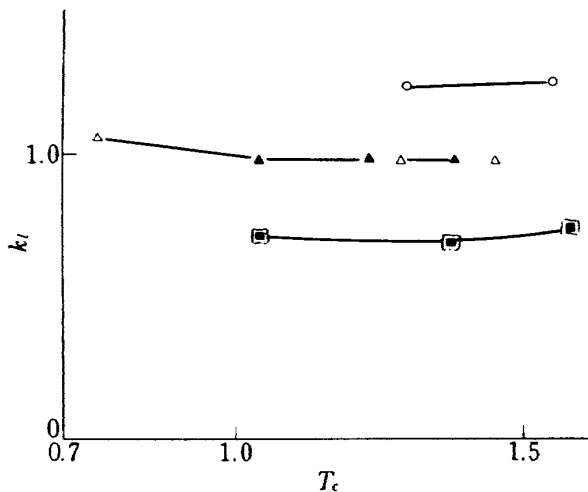
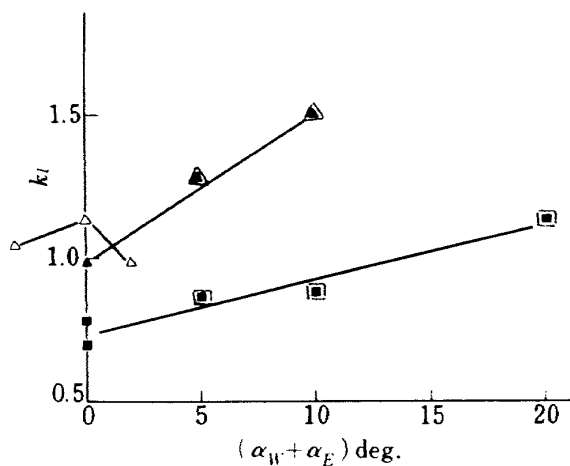
第 4 表 断面揚力係数測定値およびその異幅方向分布

測定No.	エンジン No.	$\bar{C}_l$	$\bar{C}_{ls}$	$C_{lmax}$	$C_l^*$	$C_{l_0}$	$C_{lm}$	$\Delta y$ (mm)	$k_l$	$k_u$	$k_l \times k_u$	$b$
1	4	2.586	2.586	2.94	2.998	2.346	2.64	170	0.981	1.13	1.11	405
(1)	1	2.830	3.066	3.32	3.424	2.416	2.87	224	0.970	0.74	0.72	
2	4	2.085	2.037	2.58	2.719	2.137	2.36	92	0.949	0.61	0.58	
3	〃	2.544	2.772	3.08	3.184	2.532	2.81	94	0.967	0.63	0.61	
4	〃	2.394	2.394	2.62	2.679	2.230	2.43	188	0.978	1.25	1.22	
5	〃	2.037	2.037	2.27	2.132	1.980	2.13	200	1.065	1.33	1.42	
6	〃	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
7	1	2.815	3.053	3.23	3.413	2.408	2.82	212	0.946	0.82	0.78	405
(7)		2.485	〃	2.77	〃	〃	2.59	180	0.812	0.60	0.49	〃
8		2.729	〃	3.36	〃	〃	2.88	208	0.984	0.80	0.79	〃
(8)		2.208	〃	2.84	〃	〃	2.62	176	0.832	0.59	0.49	〃
9		2.660	2.878	3.12	3.175	〃	2.76	180	0.983	0.69	0.68	427.5
10		2.474	2.755	2.88	2.950	〃	2.64	※	0.976			412.5
11	1	3.433	3.091	4.35	3.413	2.408	3.38	196	1.275	0.75	0.96	382.5
(11)		3.131	3.053	3.60	〃	〃	3.00	224	1.055	0.74	0.78	405
12		3.896	3.091	5.11	〃	〃	3.76	212	1.497	0.82	1.23	382.5
(12)		3.528	3.053	4.41	〃	〃	3.41	212	1.292	0.71	0.92	405
13	1	3.708	4.523	5.22	4.618	3.553	4.39	152	1.130	0.58	0.66	397.5
14		3.031	〃	4.07	〃	〃	3.81	52	0.881	0.20	0.18	
15		3.173	3.887	3.75	4.327	3.053	3.40	136	0.867	0.52	0.45	
16		2.624	3.249	3.38	3.618	2.553	2.97	84	0.934	0.32	0.30	
17		2.609	〃	3.12	〃	〃	2.84	120	0.862	0.46	0.40	
18		3.241	〃	3.98	〃	〃	3.27	184	1.100	0.71	0.78	
19		3.249	〃	4.17	〃	〃	3.36	184	1.153	0.71	0.83	
(19)		3.183	〃	3.80	〃	〃	3.18	208	1.050	0.69	0.29	
20		2.486	〃	3.09	〃	〃	2.82	88	0.854	0.34	0.29	
21		2.590	4.523	3.22	4.618	3.553	※	—	0.697		18	
22		2.787	3.887	3.36	4.327	3.053	3.21	60	0.777	0.23	0.55	
23	1	3.529	4.427	3.85	5.153	3.053	3.45	192	0.747	0.74	0.55	397.5
24		2.344	3.494	2.67	3.728	〃	※	—	0.716			
25		2.545	3.887	2.98	4.327	〃	※	—	0.689			
26	2	2.973	3.747	3.32	4.114	3.053	3.19	※	0.807			397.5
27		2.655	3.133	3.11	3.440	2.553	2.83	144	0.904	0.55	0.50	
28	2	2.788	2.954	3.27	3.244	2.408	2.84	184	1.008	0.71	0.72	397.5
29		2.954	〃	3.39	〃	〃	2.90	196	1.045	0.75	0.78	〃
(29)		2.647	2.945	3.05	〃	〃	2.73	164	0.940	0.55	0.52	405
30	2	0.562	0.562	0.775	0.630	0.460	0.62	104	1.23	0.40	0.49	405
(30)		0.567	〃	0.725	〃	〃	0.59	120	1.15	0.40	0.46	
31		0.683	0.637	0.918	0.736	〃	0.69	164	1.25	0.63	0.79	
32		0.598	0.598	0.75	0.640	0.489	0.62	168	1.17	0.65	0.76	
33		0.063	0	0.16	0	0	—	—	—			
34		0.053	〃	0.18	〃	〃	—	—	—			
(34)		0.022	〃	0.12	〃	〃	—	—	—			
35		0.836	0.836	1.05	0.958	0.684	0.87	132	1.10	0.51	0.56	
36		0.770	〃	0.87	〃	〃	0.78	96	0.91	0.37	0.34	

※:  $C_{lmax} < C_{l_0}$ 、または、バラツキによる  $\Delta y$  不確定の case を示す。



第 19 図 翼幅方向揚力分布の最大値と平均幅

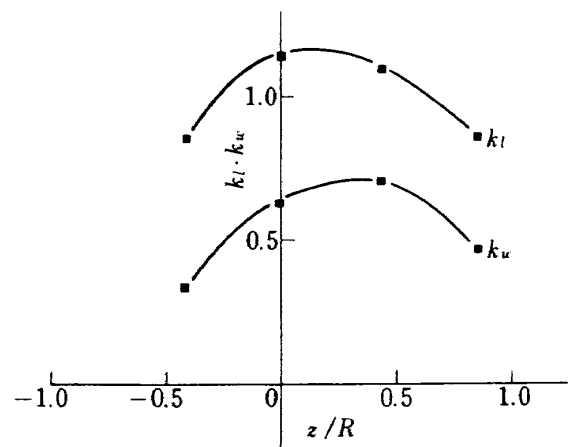
第 20 図  $T_c$  による揚力の変化

第 21 図 翼とジェットとの相対角度による揚力の変化

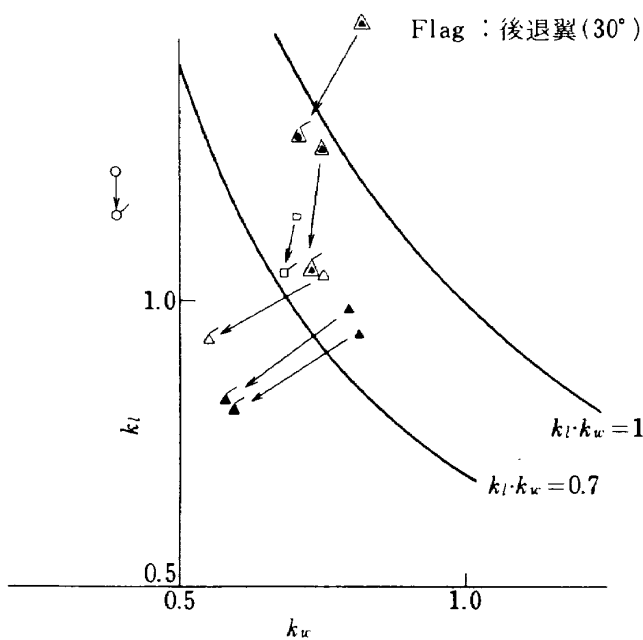
も幾分広くなることがわかる。また、EBFにおける前縁フラップは必ずしもよい結果を与えないことも示されている。揚力 peak 値が  $T_c$  によってどのように変化するかを第 20 図に示す。図中の記号は第 19 図の表示と同一である（以下第 23 図まで同様）。 $k_l$  は、DS 型の仮想的な階段状揚力分布の高さ  $C_{lS}^*$  に対する測定された peak 値  $C_{lmax}$  の比であるが、図によれば  $T_c$  の効果は甚だ弱い。すなわち、翼-フラップ-エンジンの形態配置が同じならば、DS 型、EBF 平行型および衝突型いずれも  $T_c$  の効果をうけることが少ない。図中三角印で、DS 型、EBF 型の値が略等しいが、これはむしろ偶然的結果で、測定条件は異なっている。第 21 図には、翼弦とジェット軸のなす角度 ( $\alpha_w + \alpha_E$ ) に対する  $k_l$  の変化を示してある。EBF 型では、相対角度の増加すなわち、ジェットを翼フラップに衝突させる度合いが増加する程（測定範囲内では）確実に  $k_l$  は増加している。ここでも前縁フラップは有効さを示していない。 $k_l, k_w$  がジェットを翼に相対的に上下することによってどう変化するかを第 22 図に示す。図の場合は前縁フラップを下げた形態であるが、 $k_l, k_w$  ともに  $z/R$  が 0~0.5 の間で最大値を有し両側で低下する。この傾向からみる限り、スロッチッドフラップでは翼上面への blowing は有効でない。現在開発が試みられている USB (Upper Surface Blowing) 方式の場合は後縁フラップの Slot は閉じて、平滑な曲面での Coanda 効果を利用しているが当然の方向と考えられる。

#### (4) 後退角の影響

一般に主翼の後退角は揚力増加に対して不利に作用する。われわれの実験においては主流方向を含む断面での翼型を非後退翼と同一にとってあるので、エンジンと主



第 22 図 翼に対するジェットの上下位置による揚力の変化



第 23 図 後退角による揚力分布の変化

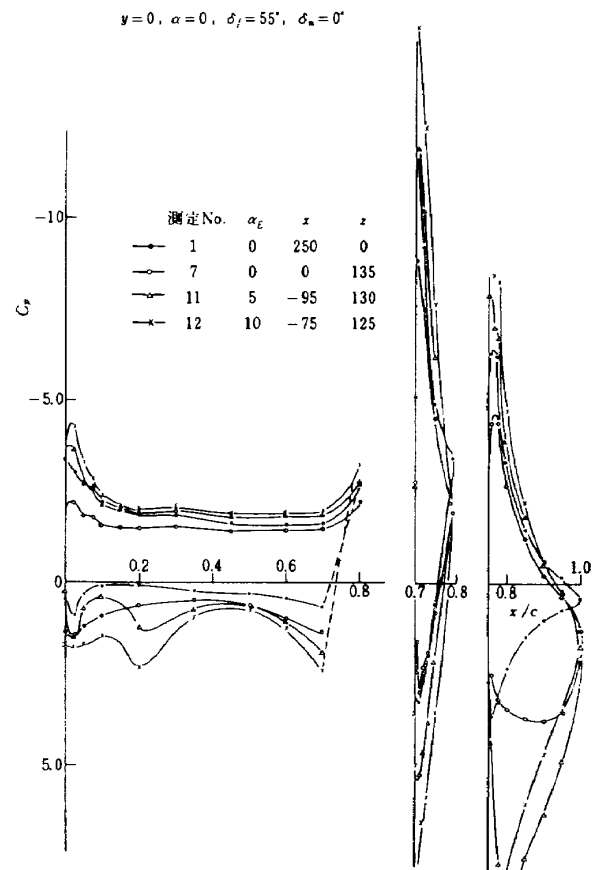
翼の相対配置を同一にして測定すれば後退角の効果をそのまま比較して調べることができる。第 23 図は  $k_l - k_w$  面での後退翼の効果を示す。後退角 ( $30^\circ$ ) をつけることによって、同一の形態配置で図中矢印の方向にそれぞれ変化する。一般に揚力 peak 値および増大幅ともに著しく減少することがわかる。このうち EBF 衝突型においては、平行型にくらべて  $k_w$  の減少が少なく、ここでも衝突型が有利である。おそらく、ジェットを吹つけることによってその全幅が翼-フラップに作用するからであろう。図中 D S 型では変化が小さいが、Data が少ないのではっきりしない。

## 6. 翼弦方向の揚力分布

翼弦方向の揚力分布は、その状況が翼幅方向位置によって著しく変り、かつ具体的には後述する圧力の面的分布の翼弦方向の断面として捉えられる。したがって、ここではその特徴を指摘するに留める。

### (1) ジェット中心部における圧力分布の特徴

ジェットの中心を含む断面内での圧力分布の例を第 24 図に示す。特徴をあげれば、EBF 衝突型で主翼下面の圧力分布が波状に変化することである。主翼の上面ではこのような変化はない。実際の航空機の場合はエンジンを装備するために、この部分に pylon が存在するけれど、これによる気流の攪乱が比較的小さいものとすれば上述の分布は本質的にあらわれるであろう。このような圧力分布は、測定結果からみれば EBF 衝突型において著しくあらわれると考えられるが、実はフラップ上げの状態

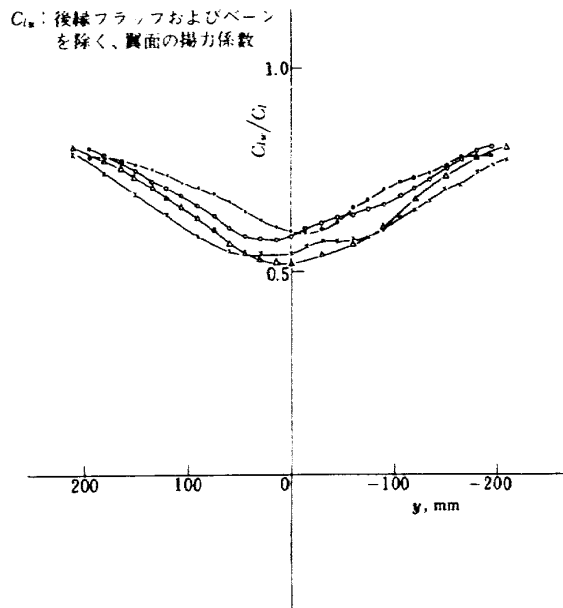


第 24 図 翼弦方向揚力分布比較

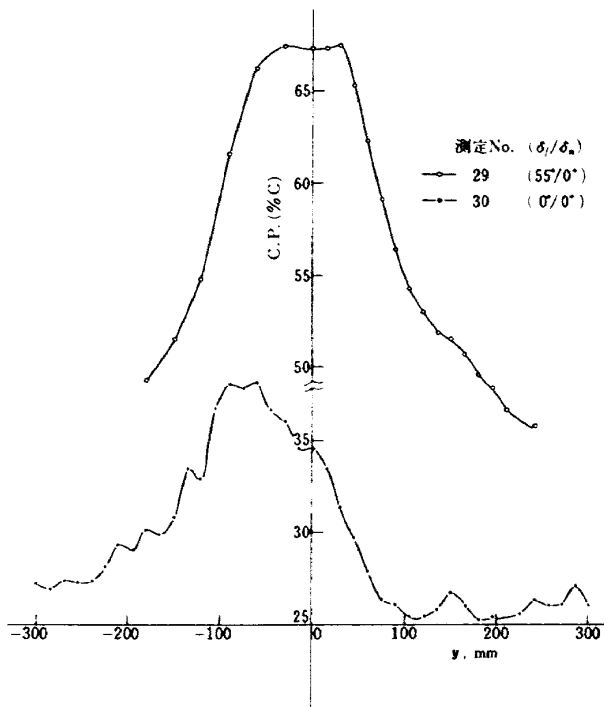
でもジェットと自由流の速度比が大きいかつ、ジェットが翼下面に近接するとき同じようにあらわれる。これについては pylon の効果も含めて幾つかの実験例が存在する。<sup>7,8)</sup> このような翼下面とジェットの干渉は、最近大型ファンジェットを使用するようになって、特にエンジン配置 (pylon を含む) に関連して問題となった。ジェットを前後に移動すれば下面圧力 peak の位置が同様に前後に移動し、ジェットを近接させるか、速度比を大きくすれば peak の高さが大きくなることが知られている。このような分布は揚力の減少につながるの、エンジンはなるべく翼の前方に配置した方がよいという結論もある。しかしこの場合の流れの型、あるいは二次元的な圧力の分布状態はまだ明らかでない。この点については後述の圧力分布の項でさらに言及する。

### (2) フラップの圧力分布と揚力への寄与

第 24 図からも明かであるが、ベーンおよびフラップには甚だ大きい揚力が作用する。この場合ベーンには常に十分な揚力が発生しているが、フラップではジェットがどのように作用するかによって差が大きい。第 24 図の測定 No. 7 においては、ジェットの下端がフラップ後縁より下にあって、ジェット全体を受けとめていない。この



第25図 断面揚力に対する主翼部分の寄与



第26図 圧力中心の翼幅方向変化

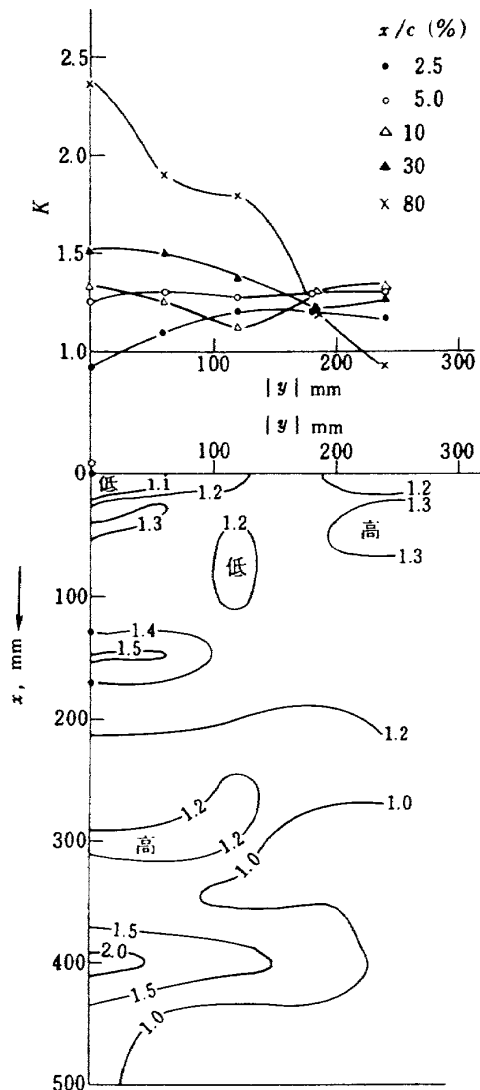
ようなときはフラップ下面に生じる正の圧力が弱く不利である。測定No. 11, 12 ではフラップが全体を受とめる。ベーンおよびフラップが特定断面における全揚力のうちでどの程度の寄与を有するかを第25図に示す。図中の記号は第24図に等しい。いずれの場合もジェットの通過する揚力の増大部分で相対的に主翼の寄与が減じ、中央ではフラップとベーンで断面全揚力の半ばに達する寄与が見られる。

### (3) 風圧中心の変動と、干渉による翼弦方向揚力分布の変化

前項に調べたフラップへの揚力集中は当然風圧中心の後方への移動を伴ない、測定値によって例示すれば第26図のようである。フラップ上げ二次元翼で25%弦長にあるべきC.P.は、ジェットの干渉により後退し、フラップはこれを強める。図中のcaseはいずれもDS型であるが、このうち単純翼型の測定No. 30についてさらに検討を加えておく。比較のために二次元平板翼の圧力分布の理論値を基準にとり、その弦長上任意点での上下面圧力差を $\Delta C_{P_{th}}$ 、実験値を $\Delta C_{P_{ex}}$ とし両者の比 $K$ を定義する。

$$\Delta C_{P_{ex}} / \Delta C_{P_{th}} = K \quad (12)$$

の値の変化を調べれば、二次元翼に比べて、翼弦上どの部分に揚力が増強されるかをみることができる。実験値は先に述べたように、旋回流による非対称性を有するから、ジェットの中心から左右の対応点の値を平均して $K$ を求める。第27図に一定翼弦位置での $K$ の値の翼幅方

第27図  $K$ の分布



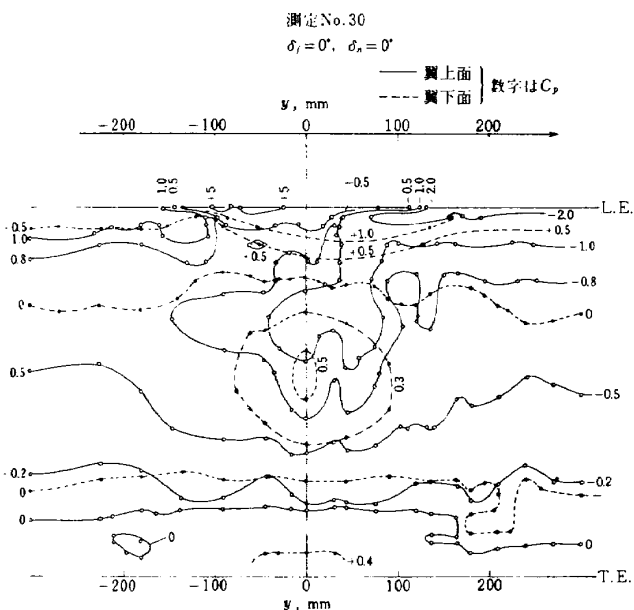
向変化および  $x-y$  面（翼面）上での  $K$  の分布を示した。ジェットが洗う幅は  $y|_{x=0} = 0 \sim 125 \text{ mm}$  とみなしてよく、この部分では揚力は相対的に翼弦後半部において高まり、ジェットの外側に接する部分で比較的に前縁部への揚力のかたよがりが見られる。これはすでに文献 9) において述べられているが、この実験結果も同様な傾向を示している。E B F 型になるとジェットの翼による分割が弱いから、状況は異なり現象も複雑化すると考えられる。このような問題を含めて、次に翼およびフラップ面上での圧力分布を検討する。

## 7. 翼面上の圧力分布とその特徴

これまでに翼幅方向および翼弦方向の揚力分布についてその特徴を調べた。ここで測定的主要な目的とされる翼面上の圧力分布について述べる。圧力分布は  $C_p$  で表示し、主翼、ベーン、フラップに分けて  $C_p$  の等高線で示した。この場合上下面の分布はそれぞれ、白点-実線および黒点-破線を用いてあらわしてある。測定結果は第28図から第37図に示すとおりである。測定の数は合計 45 case であるが、その中で代表的なものを挙げて示した。

### (1) D S 型における圧力分布

第28図はフラップ上げ（単純翼型）の D S 型配置における圧力分布を示す。主翼の下面に盆地状の低圧部が存在する。前縁部分にはジェットの衝突によって生じる高圧部がみられる。翼の迎角は  $5^\circ$  であって、前縁下面の高圧部が広い。先に述べた旋回流の効果も加わり、また  $x = 25 \text{ mm}$  でジェットの出口直後のためとも考えられる



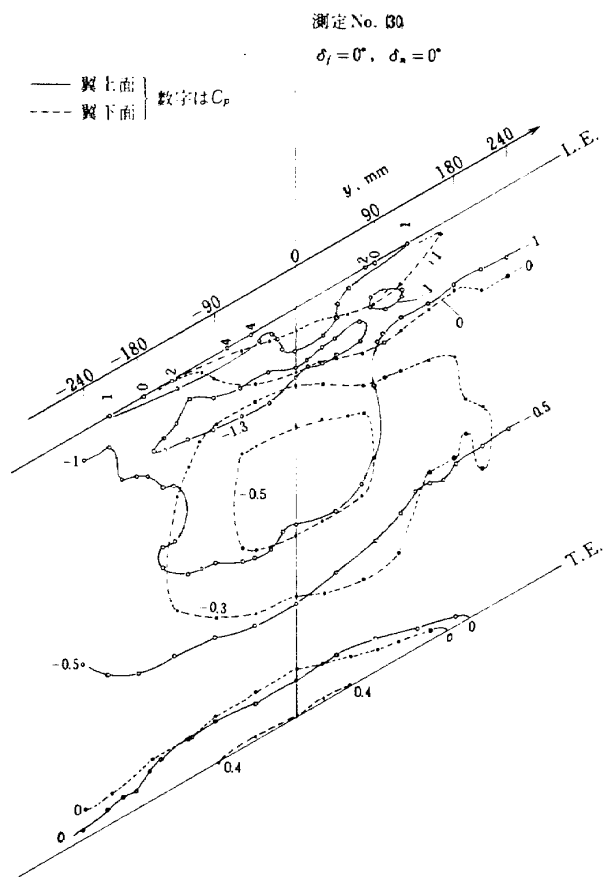
第28図 翼面圧力分布(1)

が、この前縁部の圧力分布はかなり齊一さに欠ける。上面ではジェットの通過する中央部に比較的高い負圧が、ゆるやかに分布し、翼幅中央前縁部にはいわゆる前縁負圧 peak が見られない。

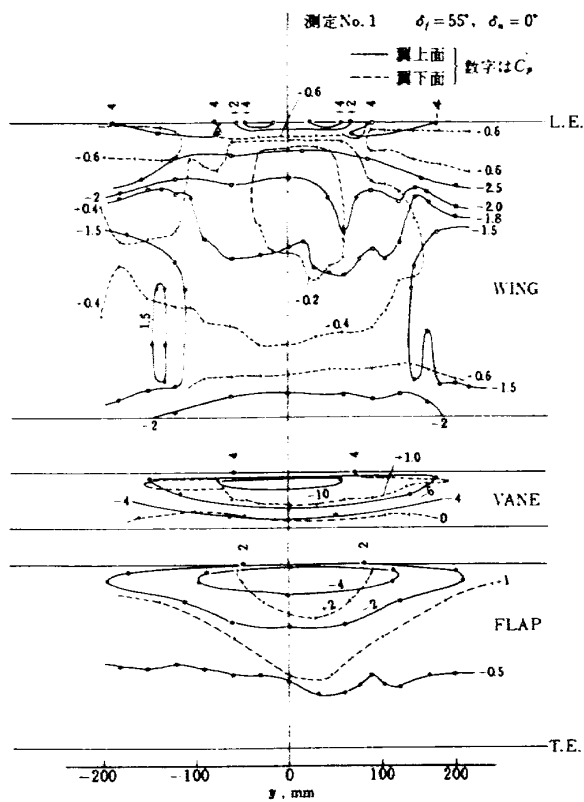
第29図は同一の条件下での後退翼の圧力分布を示す。圧力分布の形態としては大きな相違はない。

つぎにフラップを下げると第30図のようにベーンおよびフラップのジェット通過部分に著しい正圧（下面）、負圧（上面）の山があらわれて高い揚力を発生する。この場合主翼下面には第28図と同様な盆地状低圧部がみられる。前縁後縁点附近の高圧部については、この case が  $x = 252 \text{ mm}$  でジェットがかなり齊一化しているの（第8図参照）分布状況も比較的に明確である。ここでは高い正圧部が左右に分離している。主翼上面のジェット通過部分にゆるやかな負圧の山が第28図と同様に存在し、これが主翼上面後縁部にあらわれる高い負圧部分につながる。この高い負圧部分（ジェット通過部分の）は翼断面でみると後縁のベーン、フラップの上面に生じる高い負圧につながる。結局フラップを下げたとき主翼上面において、ジェット通過部分に鞍状にまたがる負圧分布があらわれる。

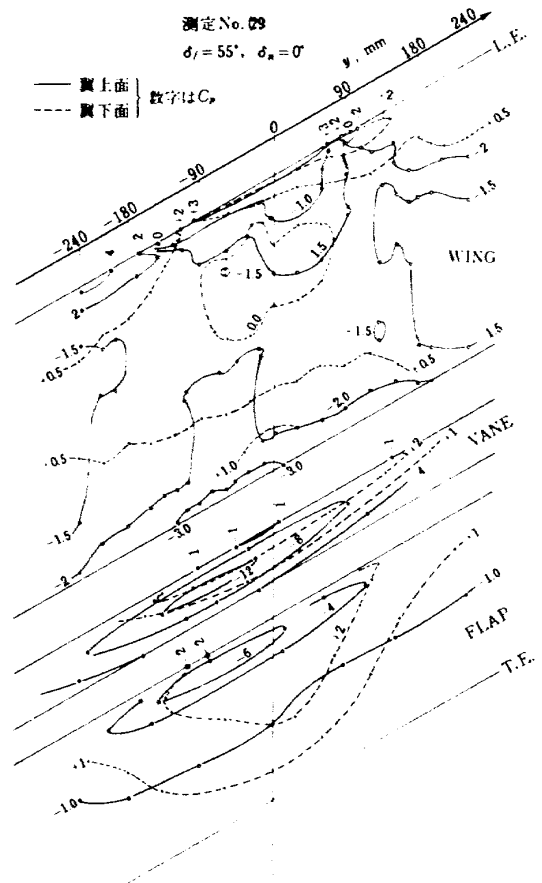
第31図は同じく D S 型のフラップ下げ状態で、ジェッ



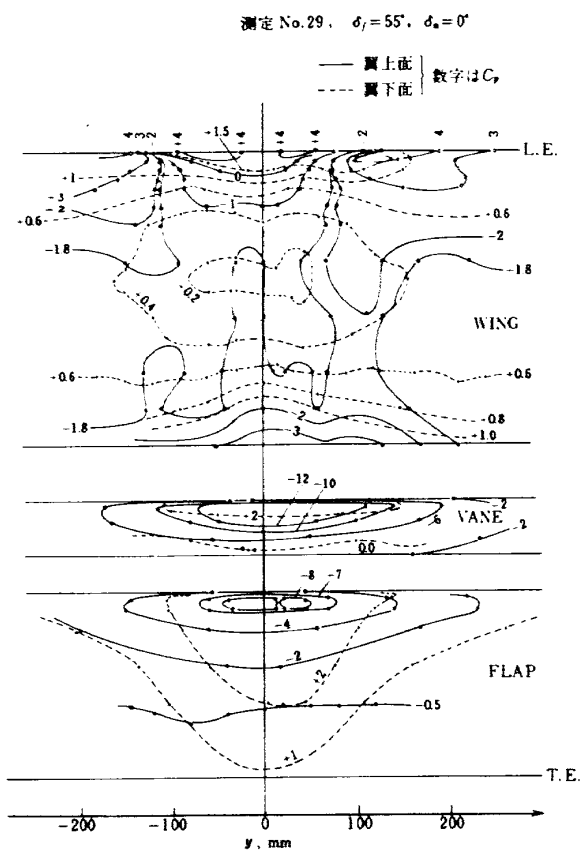
第29図 翼面圧力分布(2)



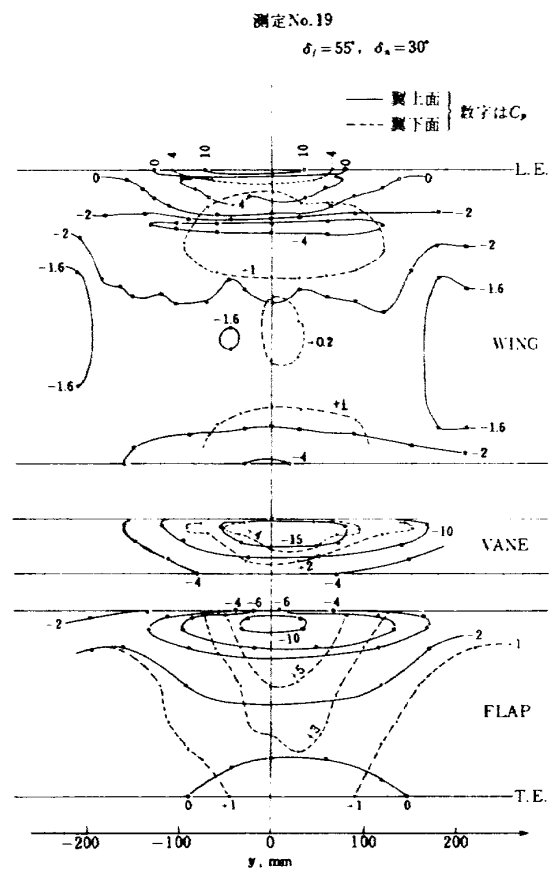
第 30 図 翼面圧力分布(3)



第 32 図 翼面圧力分布(5)



第 31 図 翼面圧力分布(4)



第 33 図 翼面圧力分布(6)

トを前縁に近接させた場合を示す。翼上面の分布は第30図と類似しているが、やはり齊一さにおいて多少劣るようである。主翼下面の盆地状負圧や上面鞍状分布の傾向には変りがない。

第32図は後退翼の場合で、形態配置は第31図に対応する。圧力分布の総体的な傾向は第31図と同様であるが、後退角のためにベーンおよびフラップの上下面で分布の“ずれ”がみられる。すなわち上面負圧 peak が左へ、下面正圧部が右へ相対的に移動している。これは他の後退翼での測定例にすべて同様にみられるので、後退角に伴う現象と考えてよい。

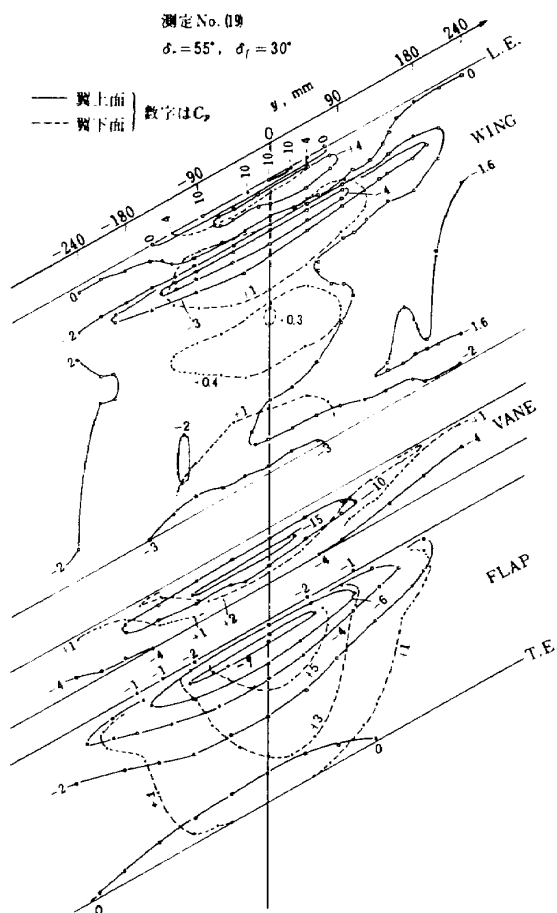
第33図はDS型で前縁フラップを下げた場合である。前縁フラップの knee の部分に高い負圧があらわれることは、ジェットのない場合(第13図)にすでに明かであるが、ジェットの通過部分ではこれが強調されて、翼幅方向への負圧の山脈ができてい。また、主翼下面では盆地状低圧部が縮少後退して、分布は平坦になる。一方で主翼下面前縁部にはジェット通過部分に正圧の山が張出してくる。第34図には対応する後退翼の分布を示す。圧力分布の傾向は非後退翼と同様である。

## (2) EBF平行型の圧力分布

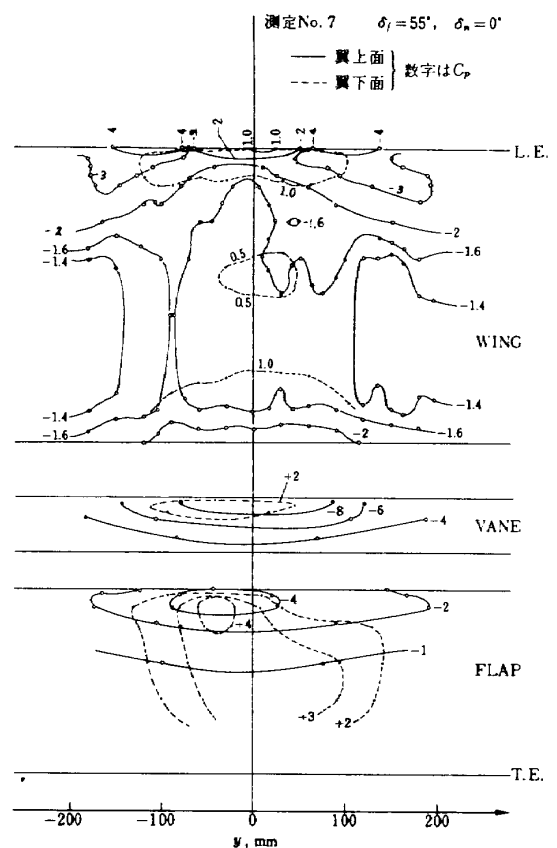
これまでDS型の圧力分布の傾向をかなり詳しく眺めたので、以下EBF型の圧力分布をDS型との対比において調べる。第35図にEBF平行型の圧力分布を示す。主翼下面の盆地状低圧部は、存在はするけれど弱い。前縁下面には高圧部の山脈が出来て、前縁フラップを下げた場合に多少似る。ジェットは主翼上面に殆ど及ばないにもかかわらず、ほぼジェット幅に応じたなだらかな鞍状低圧部があらわれる。すなわち、直接のジェットの作用がなくてもベーン、フラップの揚力増大に伴って、主翼上面の負圧増大が生じる。この場合平行型であるから、ジェット断面の下端は一部フラップ後縁から下方へはずれている。フラップ下面の圧力分布には前縁からはずれた peak をもつ独立した正圧の山があらわれる。この圧力分布の中央断面をとれば第24図測定No.7に示されるように、フラップ下面での丸まった圧力分布形態があらわれている。

## (3) EBF衝突型の圧力分布

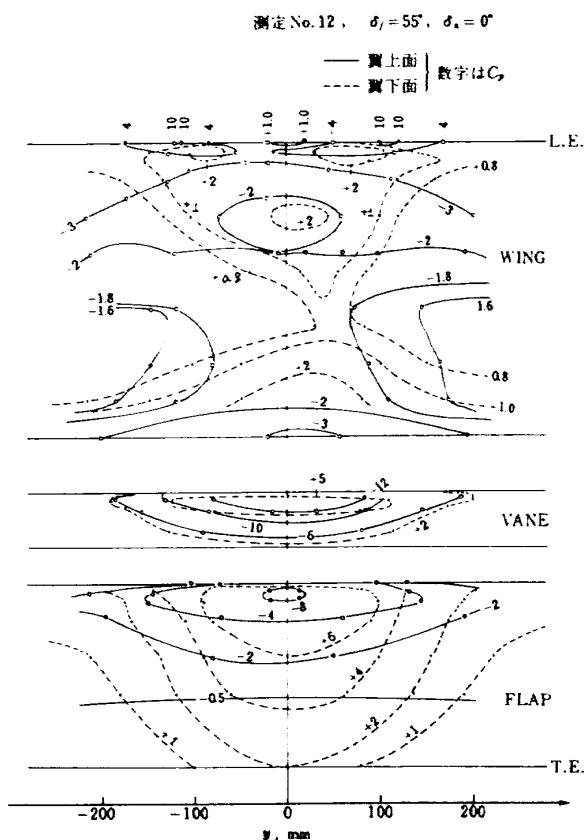
第36図にEBF衝突型の圧力分布を、さらに第37図にこれに対応する後退翼での圧力分布を示す。衝突型の場

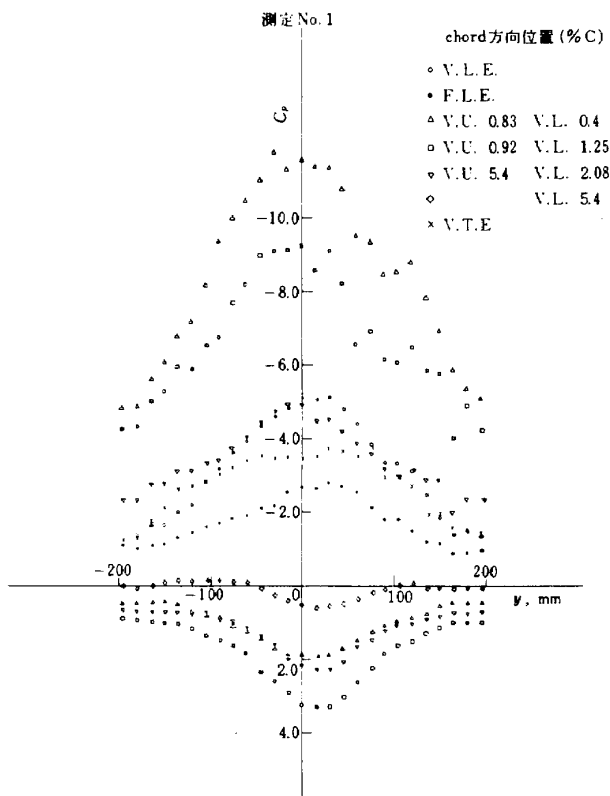


第34図 翼面圧力分布(7)

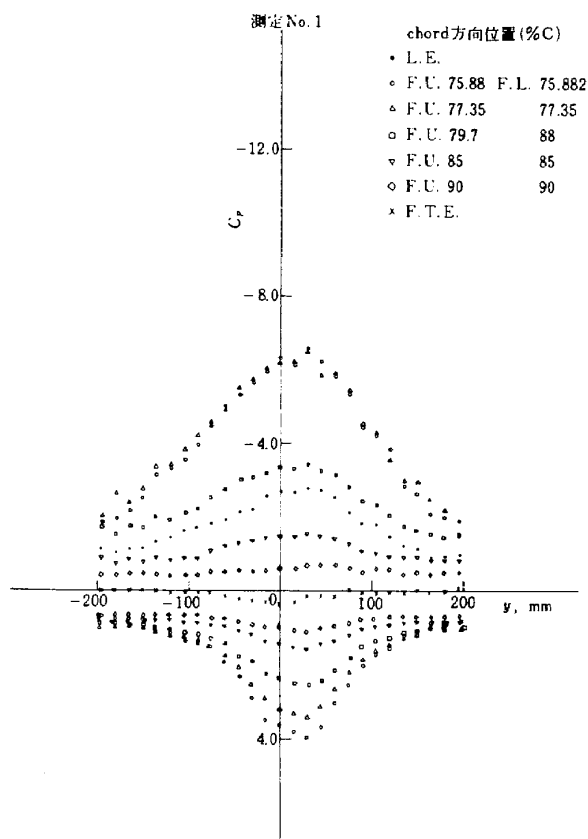


第35図 翼面圧力分布(8)





第 39 図 VANE 圧力分布の 1 例



第 40 図 フラップ 圧力分布の 1 例

われの測定ではベーンおよびフラップにはあらわれていない。第 39 図および第 40 図にわれわれの測定結果の一例を示す。われわれの場合、ジェットの世界速度比の小さいこと（最大 2.5 の程度）もその原因かも知れない。このような前縁での分布の急変は、いづれにせよ非一様流中の翼における干渉に常に伴う現象と考えられるが、同時に急変部分で前縁後み点位置の急激な移動のあることを示す。これはまた、6.(3)で述べた揚力の偏りと傾向的にも一致し興味ある問題である。

## 8. 結論と今後の課題

E B F における翼面上の圧力分布については、具体的な測定例が望まれてはいるが、現在まだ資料が少ない。たとえば文献 7, 8, 10 あるいは三次元翼による NASA の測定例<sup>11)</sup>などがあるが、いづれも翼面上の圧力分布の詳しい測定は含まれていない。この報告では二次元的な直線翼および後退翼における E B F のジェット干渉を、翼面上圧力の面分布を測定することによって調査した。測定から得られた主要な実験の結果をまとめると次のようになる。

(1) E B F での揚力増加は D S 型をも含めて、一般にジェット通過部における後縁フラップの著しい揚力増加としてあらわれる。

(2) 揚力増加のあり方について D S 型を比較の基準にとって、揚力分布の peak 値および半値幅を求めて比較した。結果として E B F 衝突型が優れており、ついで D S 型、E B F 平行型の順である。

(3) 後退翼では直線翼に比し、揚力 peak 値、半値幅ともに減少して不利であるが、E B F 衝突型はその減少の程度が少ない。圧力分布は直線翼に類似した分布形態を示すが、フラップで上下面の分布のずれが見られる。

(4) 実験結果からみて、E B F 形態の低迎角での前縁フラップは必ずしもよい結果を与えない。もちろん、大迎角ではその効果を期待してよいであろう。

(5) E B F 衝突型が有利性を示す理由の一つは、当然ながらジェットの全断面がフラップ系に作用することによって、フラップ下面の圧力分布の変化がその一端を示している。

(6) D S 型では流れの機構からいって、当然プロペラ後流偏向型と同等な分布形態を示すはずであり、単純翼型の場合ジェット通過部分の内外をめぐる、翼弦方向揚力分布の特徴的变化が見られた。もちろん、フラップを下げるとフラップ揚力が大きいのでこのような傾向を明確に抽出することは困難である。

(7) 前項と関連して興味をもたれるのは主翼前縁の圧

力分布である。DS型、EBF型ともに前縁で正圧から負圧への急激な圧力変化が見られるが、これは同時に前縁後み点と前縁負圧 peak 位置の干渉による急激な移動を示すものである。その移動の傾向は、前項の傾向すなわちジェット通過部で揚力が後方に偏り、その両側で前方へ偏る傾向に合致する。

(8) 主翼の上面の圧力の分布形態は、いずれの場合も共通しており、鞍状低圧部がジェットにまたがる形であられる。

(9) 主翼の下面の圧力分布は、DS型、EBF平行型においては中央部に盆地状低圧部を生じ、衝突型では切り通し状の低圧部があらわれる。切り通し状圧力分布は翼中央断面での波状圧力分布の原因となっている。

以上はわれわれの測定から具体的に示されたものである。ここに示された干渉による圧力分布の特徴を、定性的にもせよ理論的に裏づけることが望ましいが、この報告の範囲を越えており、今後の課題であろう。

Pylonの存在あるいはジェットにDeflectorを付けた場合などの実際の効果も今後の調査が必要であろう。

最後にこの報告における実験の条件について言及しておく必要がある。測定に使用したエンジン模型は推力が小さく、ジェットと自由流の速度比もせいぜい2.5以下にとどまる。またその構造からいって、空気源から作られるジェットにくらべて速度分布の斉一さに欠けることも止むをえない。いまエンジン4発で縦横比7程度の翼を想定し、実験の条件を  $T'_c = T/90s$  に換算すれば  $T'_c = 0.5$  程度に相等する。通常Powered LiftのSTOL機の計画において、想定されている離着陸時の  $T'_c$  は1〜2の程度であるから、<sup>12)</sup> 実験条件は比較すれば過少である。この点も今後の課題といえるであろう。しかしながら、揚力および圧力分布に関する基本的な特徴は、この測定でかなりの程度まで示されていると考えられる。

上述の測定に際しては、新型航空機研究グループの廣末健一技官をはじめとする突風風洞関連の方々の長期にわたる御協力を得た。また測定の計画と推進について、武田駿総合研究官および高木廣治機体第一部長から多くの示唆と援助を戴いた。ここに附記して謝意を表します。

## 文 献

- 1) Perry, D.H.; A review of some published data on the external-flow jet augmented flap., ARC CP No.1194, 1972.
- 2) Maskell, E.C. & Spence, D.A.; A theory of the jet flap in three dimensions, Proc. Roy. Soc. Vol. A 251, 1959.
- 3) Lopez, M.L. & Shen, C.C.; Recent development in jet flap theory and its application to STOL aerodynamic analysis, AIAA Paper 71-578, 1971.
- 4) May, F. & Widdison, C.A.; STOL high-lift design study, Vol. I State of the art review of STOL aerodynamic technology, AD-724185, 1971.
- 5) Kelly, J.A. & Haytor, N.L.F.; Lift and pitching moment at low speeds of the NACA 64A 010 airfoil section equipped with various combinations of a leading-edge slat, leading-edge flap, split flap and double-slotted flap, NACA TN 3007, 1953.
- 6) Ribner, H.S. & Ellis, N.D.; Theory and computer study of a wing in a slipstream, AIAA Paper 66-466, 1966.
- 7) Raney, D.J., Kurn, A.G. and Bagley, J.A.; Wind tunnel investigation of jet interference for underwing installation of high bypass ratio engines, ARC CP No.1044, 1969.
- 8) Kurn, A.G.; A further wind tunnel investigation of underwing jet interference, ARC CP No.1156, 1971.
- 9) Inumaru, N.; Interference between a wing and a surface of velocity discontinuity, Aero. Quart. August, 1973.
- 10) Mavriplis, F.; Investigation of multi-element airfoil with external flow jet flap, Canad. Aero. Space Jour. May, 1973.
- 11) Smith, C.C.; Pressure distributions on an external-flow jet augmented flap STOL model, NASA LWP-908, 1970.
- 12) Gielow, R.L.; Performance prediction and evaluation of propulsion-augmented high lift systems for STOL aircraft, AIAA Paper 71-990, 1971.

---

## 航空宇宙技術研究所報告410号

昭和50年3月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182  
印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)

---